

Biblioteczka Skrzydlatej Polski

Piotr Butowski

Samoloty MiG



Opracowanie graficzne *Tadeusz Pietrzyk*
Ilustrację na okładkę wykonał *Piotr Butowski*
Autor rysunków *Piotr Butowski*

629.002/091/

Jest to kolejna pozycja „Biblioteczki Skrzydlatej Polski”, poświęcona w całości rozwojowi typowej „rodziny” samolotów myśliwskich w okresie ostatnich 40 lat, a mianowicie samolotów zespołu konstruktorskiego Mikojana i Guriewicza.

Historia konstrukcji MiG przedstawia burzliwy okres rozwoju samolotu myśliwskiego, jego części składowych i parametrów, a ponadto styl konstrukcji jednej firmy.

Opiniodawca *Tadeusz Malinowski*
Redaktor książki *Barbara Gluch*
Redaktor techniczny *Jadwiga Majewska*
Korektor *Halina Mieczowicz*

ISSN 0239-5983

ISBN 83-206-0606-3

© Copyright by Wydawnictwa Komunikacji
i Łączności, Warszawa 1987

Spis treści

	Od autora	6
1.	Zespół	7
2.	Doświadczenia wojenne	20
3.	Silnik odrzutowy	34
4.	Skrzydło skośne.	51
5.	Bariera dźwięku.	81
6.	Dwudziesty pierwszy	98
7.	Nowe zadania	126
8.	W Polsce.	143
9.	Podsumowanie	155
	Dodatek A. Silniki	160
	Dodatek B. Uzbrojenie	167
	Dodatek C. Środki ratowania pilota	179
	Dodatek D. Rekordy	183
	Dodatek E. Przegląd samolotów	185
	Słowniczek ważniejszych terminów i skrótów	269
	Podstawowa literatura	272
	Skorowidz nazw samolotów MiG	274

Od Autora

Słowo „mig”, zarówno w języku polskim, jak i rosyjskim, oznacza coś niezwykle szybkiego, mgnienie, błysk. Ale ma ono i drugi sens: MiG to nazwa samolotów radzieckiego zespołu konstruktorskiego Mikojana i Guriewicza. Samoloty MiG nie przynoszą wstydu słowu „mig”. Od czterdziestu kilku lat należą do najszybszych samolotów świata, wielokrotnie zdobywały światowe rekordy prędkości.

Chcę w tej książce ukazać powstawanie kolejnych konstrukcji MiG, ich rozwój i zastosowanie. Szczególnie wiele uwagi poświęcam problemom, jakie każdorazowo stawały przed konstruktorami. Pierwsze rozdziały to historia samolotów MiG. Mało tam jest liczb, konkretnych parametrów taktycznych i technicznych, jednak dla całości właśnie te rozdziały są najistotniejsze. Główne pytanie, na jakie starałem się w nich odpowiedzieć brzmi „dlaczego?”. W jakim celu powstawały poszczególne samoloty? Z jakich powodów przyjmowano w nich takie, a nie inne rozwiązania? Uzupełnienie stanowi dodatek składający się niemal wyłącznie z liczb, tabel, szczegółowych opisów technicznych.

Nie byłbym w stanie napisać tej książki, gdyby nie współpraca moich Przyjaciół, za którą jestem im szczerze wdzięczny.

Autor

Gdańsk, w lutym 1984 r.

Mała górską wioską Sanain leży między Erewaniem a Tbilisi. Tam, 5 sierpnia 1905 r., w rodzinie stolarza Owanesa Mikojana, pracującego w hucie miedzi należącej do kapitału francuskiego, urodził się kolejny syn — Anuszawan. Miał on już dwóch starszych braci i dwie siostry. Dzieciństwo Anuszawana było typowe: pracować zaczął wcześniej niż się uczyć, a i szkoła w Sanainie nie była okazją — wszystkiego dwie klasy. Gdy wybuchła wojna światowa chłopiec miał dziewięć lat. Armenia nie była wówczas bezpiecznym krajem. Po tureckich pogromach w końcu XIX wieku nastąpił kolejny w roku 1915, gdy Turcja jako sojusznik Niemiec walczyła przeciwko Rosji. W 1918 r. Turcy wkroczyli do Sanainu, cała ludność, w tym i rodzina Mikojanów, ukryła się w górach. Tego samego roku nastąpiło wydarzenie, które Mikojan wspominał po latach: „wtedy postanowiłem, że będę lotnikiem”. Na niewielkim kawałku płaskiego terenu nad skrajem przepaści wylądował uszkodzony Farman, obiekt zachwytu miejscowych dzieci. Mały Anuszawan spędził przy nim całą noc.

Matka, która bardzo chciała zapewnić swoim dzieciom wykształcenie, a nie mogła po śmierci ojca podjąć licznych obowiązków, zawiozła trzynastoletniego Anuszawana do rodziny w Tbilisi. Młody chłopiec po raz pierwszy jechał koleją, po raz pierwszy także zobaczył miasto. Zetknął się tutaj z nielegalnym ruchem robotniczym, rewizjami i aresztowaniami wśród rodziny, u której mieszkał. Jego starszy brat Anastas był już wtedy znanym działaczem komunistycznym. Gdy w 1921 r. w Armenii nastąpiła władza radziecka, Anuszawan zakładał pierwszą grupę komсомolską w rodzinnej wsi. W 1923 r. Anastas zabrał młodszego brata do siebie, do Rostowa nad Donem, gdzie Anuszawan skończył szkołę zawodową przy fabryce maszyn rolniczych „Krasnyj Aksaj” i został pomocnikiem tokarza. Wtedy ujawniła się jego cecha bardzo przydatna w życiu: gdy coś robił, koncentrował się na tym bez reszty. Potrafił pracować równomiernie, starannie. W 1924 r. został przyjęty do RKP (b).

Moskwa zrobiła na nim duże wrażenie, gdy przyjechał tam w listopadzie 1924 r. Chciał się dalej uczyć, ale najpierw trzeba było zarabiać na życie. Ze zdobyciem pracy nie miał kłopotów, był przecież tokarzem, a to w kraju budującym potężny przemysł zawód zawsze potrzebny. Gorzej było z mieszkaniem — żył w wynajętym kącie w kuchni, bez żadnych wygód. Nie mogło to pozostać bez śladu na zdrowiu. Pojawiła się gruźlica, później zaleczone (był to szczęśliwy traf, gdyż w tych latach możliwości zwalczania gruźlicy przez medycynę były znikome). W moskiewskiej fabryce „Dynamo” Mikojan był bardzo lubiany przez współtowarzyszy pracy,



Artiom Mikojan

którzy pomogli mu w trudnej sytuacji życiowej. Jeden z nich, inżynier Dodew, zabrał młodego tokarza do swojego mieszkania. Oni też „przemianowali” Anuszwana na Artioma. Imię to tak przyjęło się wśród znajomych, że później Mikojan podawał je także w oficjalnych dokumentach. W fabryce „Dynamo” Mikojan pracował do 1928 r., później przez kilka miesięcy był sekretarzem organizacji partyjnej. W grudniu 1928 r. powołano go do służby wojskowej. W piechocie służył krótko, później poszedł do szkoły wojsk pancernych w Orlu. Po powrocie z wojska w 1930 r. znów praca polityczna, dająca tak przydatne później doświadczenie organizatorskie. Wtedy też podejmował życiowe decyzje. Chciał uczyć się dalej — to pewne, ale czego? Zainteresowania miał szerokie, wahał się między naukami humanistycznymi a technicznymi.

25 stycznia 1931 r. zjazd Komsomoła ustanowił patronat młodzieży nad siłami powietrznymi. Organizacja młodzieżowa rekomendowała do lotnictwa także Artioma Mikojana. Skierowano go na studia do Akademii Lotniczej im. Żukowskiego, choć nie była to sprawa prosta. Mikojan nie miał pełnego średniego wykształcenia i musiał je uzupełniać na kursach przygotowawczych, ale w tych trudnych czasach nie był wcale wyjątkiem.

Akademia im. Żukowskiego była centrum lotniczej myśli technicznej. Wśród wykładowców wielkie nazwiska. Aerodynamiki uczyli Wieczinkin, Juriew i Pysznów, z silnikami zapoznawali słuchaczy Stieczkin i Głuszko, z matematyką Gołubiew. Wiele dał słuchaczom Bolchowitinow, nie tylko inżynier, ale wprost filozof i teoretyk rozwoju lotnictwa. Z grona słuchaczy wywodzą się prawie wszyscy generalni i główni konstruktorzy samolotów i silników, specjaliści od uzbrojenia i wyposażenia, uczeni, dyrektorzy i główni inżynierowie zakładów przemysłu lotniczego.

Początkowo Mikojanowi było nielekkko, odczuł brak solidnego przygotowania, np. matematycznego, jednak dobra atmosfera w akademii była pomocna w jego nadrobieniu. Szeroko

rozwinęta była koleżeńską pomoc, różnego rodzaju koła zainteresowań (jedno z ciekawszych to grupa entuzjastów zajmujących się techniką odrzutową, rakietoplanami, saniami o napędzie odrzutowym i in.). Skład słuchaczy Akademii im. Żukowskiego był w tych czasach swoisty. Mniej więcej połowę stanowili odkomenderowani tutaj z sił powietrznych piloci, dowódcy wojskowi, technicy, drugą połowę — cywile, często prosto ze szkół, z lepszym przygotowaniem ogólnym. Taki skład osobowy dawał dobre efekty. Latem wszyscy wyjeżdżali na obozy szkoleniowe, podczas których odbywały się także loty. Mikojan latał ze swoim znajomym z zajęć sportowych na basenie pływackim, Andriejem Koczetkowem, późniejszym Bohaterem Związku Radzieckiego i pilotem-oblatywaczem. Ich przyjaźń trwała kilkadziesiąt lat i Koczetkow wielokrotnie oblatywał samoloty Mikojana. Podczas obozu w 1933 r. Mikojan po raz pierwszy skakał ze spadochronem. W tych latach spadochroniarstwo dopiero zaczynało się rozwijać i nie każdy decydował się na skok z samolotu.

Jednocześnie ze studiami w akademii Mikojan w moskiewskim aeroklubie przeszedł kurs pilotażu na samolocie U-2. Interesowało go, jak zachowuje się samolot w powietrzu, od czego zależy jego zwrotność, prędkość, łatwy start i lądowanie. Podczas samodzielnych lotów przekonywał się jak to wygląda nie tylko na desce kreślarskiej, ale również w praktyce. Przed ukończeniem akademii słuchacze odbywali praktykę specjalizacyjną. Mikojan w 1935 r. trafił do Charkowa, będącego wówczas prężnym ośrodkiem techniki lotniczej (tam na przykład powstał w 1931 r. samolot pasażerski ChA1-1, pierwszy w ZSRR samolot z wciąganiem podwoziem). W biurze konstrukcyjnym, w którym przebywał Mikojan, trwały próby w locie samolotu myśliwskiego Z, konstrukcji Grigorowicza, z nowymi działkami odrzutowymi Kurczewskiego. Praktykant jeździł na lotnisko, uczestniczył w dyskusjach nad rezultatami prób. Jego wypowiedzi były zawsze przemyślane, wnikające w głąb problemu. Był to okres szybkiego zdobywania doświadczenia przez Mikojana jako inżyniera lotniczego. Konstrukcje, z którymi zapoznał się w Charkowie, długie spotkania i rozmowy z profesorami Proskurą i Niemanem wzbogaciły jego wiedzę, pozwoliły uwierzyć w siebie.

Po powrocie do Moskwy Artiom Mikojan proponował koledze z akademii Samarinowi zbudowanie awionetki. Dzięki pomocy znajomego, który rozumiał chęć Mikojana sprawdzenia się w choćby niewielkiej, ale samodzielnej pracy konstruktorskiej, dostali silnik o mocy 19 kW. Wymagał on generalnego remontu, do samolotu nadawał się ledwie-ledwie, ale było już od czego zacząć. Pomogli dwaj koledzy: Tiercijew i Rodin, którzy przebudowali i wyregulowali silnik, do „grupy konstruktorskiej” dołączył także trzeci — Pawłow. Faktycznym kierownikiem zespołu był Mikojan, on także wykonał podstawowe obliczenia.

Mimo ograniczonych możliwości aspiracje młodych studentów były duże. Oczywiście układ klasyczny samolotu uznali oni za nieinteresujący, niegodny tak ambitnych konstruktorów. Postanowili zbudować jednopłat ze śmigłem pchającym. Silnik umieścili na wysięgniku nad skrzydłem. Obliczenia i koncepcję układu samolociku zatwierdzili Pysznow i Bołchowitinow. Artiom Mikojan porozumiał się z pobliską fabryką mebli, w której wykonano drewniane śmigło. Projekt samolociku, nazwanego przez konstruktorów „Oktiabrimonok”, otrzymał bardzo pochlebną opinię komisji technicznej moskiewskiego Osoawimachimu, gdzie był zgłoszony do konkursu. „Oktiabrimonok” miał kilka zalet. Przede wszystkim był samolotem tanim, prototyp kosztował jedynie 12 tys. ówczesnych rubli, a w przypadku produkcji seryjnej konstruktorzy obiecywali obniżyć cenę do 5 tys. Mimo braku doświadczenia konstruktorskiego, twórcy „Oktiabrimonka” przewidzieli mechanizację skrzydła, dotychczas nie stosowaną na tego rodzaju samolotach.

Równoległe z pracami nad „Oktiabrimonkiem” Mikojan kończył naukę w akademii i pisał pracę dyplomową, a w grudniu 1936 r. założył także rodzinę. Wiosną 1936 r. słuchacze końcowych lat otrzymali tematy prac dyplomowych. Mikojan wybrał latające skrzydło przede

„ОКТИБРЕНОК“ В ПОЛЕТЕ



Notatka prasowa o „Oktiabrienku” z jedynym zachowanym zdjęciem tego samolotu

wszystkim dlatego, że mało kto nim się zajmował. Brak było doświadczeń, mimo kilku prób układ ten nie miał na razie żadnej przewagi nad innymi. Mikojan zapoznał się z latającymi skrzydłami podczas praktyki w Charkowie. Projekt dyplomowy obronił 22 października 1937 r. i otrzymał tytuł inżyniera-mechanika Sił Powietrznych Armii Czerwonej.

Miesiąc później wystartował do pierwszego lotu „Oktiabrienok”. Wiadomość o tym, wraz z opinią oblatywacza Bubnowa, pojawiła się w kilku gazetach. Bubnow ocenił samolocik bardzo wysoko, chwaliąc prostotę pilotażu i dobrą stateczność. Masa startowa awionetki wynosiła 250 kg, a maksymalna prędkość 130 km/h. Młodzi konstruktorzy zbierali gratulacje, planowali daleki przelot do Leningradu, marzyli o produkcji seryjnej. Jednak wszystko ułożyło się inaczej: w czwartym locie rozleciał się silnik. Na szczęście pilot zdołał pomyślnie wylądować. Można było remontować lub wymienić silnik, lecz drogi konstruktorów, świeżo upieczonych inżynierów, już się rozeszły.

Mikojana coraz bardziej interesowały samoloty bojowe, a szczególnie myśliwskie. Po ukończeniu akademii trafił do CKB (Centralnoje Konstruktorskoje Biuro), do zespołu Nikołaja Polikarpowa, „króla myśliwców”. Mianowano go tam przedstawicielem wojska w zakładzie produkcyjnym nr 1 we Wnukowie (wówczas było to pod Moskwą, dziś w jej granicach). Jego zadaniem był odbiór i kontrola gotowych samolotów przed ich odesłaniem do jednostek wojskowych. Praca ta pomogła Mikojanowi zapoznać się ze skomplikowanym systemem pracy i organizacją dużego zespołu konstruktorskiego.

Mikojan z zazdrością przyglądał się pracy konstruktorów, później zaczął się do niej włączać, podpowiadać swoje myśli. Coraz częściej też pytano go o zdanie. Wiadomość o tym dotarła do Polikarpowa, który wezwał trzydziestodwuletniego inżyniera i powierzył mu pierwsze samodzielne zadanie: próby uzbrojenia trzech pierwszych egzemplarzy nowego samolotu myśliwskiego I-153. Dotychczasowe ich rezultaty były złe, kabiny maszynowe przegrzewały się. Mikojan w krótkim czasie znalazł sposób ich chłodzenia. O wzroście autorytetu świadczy też fakt powołania go do komisji badającej przyczyny wypadku jednego z I-153. Wchodząc coraz bardziej w zagadnienia swojej pracy u Polikarpowa Mikojan szukał kontaktu z bardziej doświadczonymi konstruktorami, chciał konfrontować swoje opinie z innymi. Szukał przyjaciela

i znalazł go w Michaiile Guriewiczu, będącym wówczas zastępcą Polikarpowa i kierownikiem grupy projektowania wstępnego.

Michaił Josifowicz Guriewicz urodził się 12 stycznia 1893 r. we wsi Rubanszczina na Ukrainie, a swoją drogę do lotnictwa rozpoczął w znanym Mikojanowi Charkowie studiując matematykę. W 1911 r. za udział w ruchu studenckim został wyrzucony z charkowskiego uniwersytetu i wyjechał do Francji, gdzie dalej studiował w l'Académie de l'Aéronautique, utrzymując się z korepetycji. Do Rosji wrócił po trzech latach. Po rewolucji postanowił specjalizować się w lotnictwie. Pracował w biurze konstruktorskim Francuza Paula Richarda, zaproszonego do ZSRR, by konstruować łodzie latające. Później w CAGI (Centralnyj Aerogidrodinamiceskij Institut) budował pierwsze radzieckie wiatrakowce, w zespole Aleksandra Porochowszczikowa projektował łodzie, maszyny rolnicze, górnicze i wiele innych, a wraz z Siergiejem Koczeriginem — samolot szturmowy. W roku 1938 przebywał służbowo w USA, wchodząc w skład komisji kupującej licencję samolotu pasażerskiego Douglas DC-3. Po powrocie objął funkcję zastępcy Polikarpowa. Mikojan i Guriewicz spotykali się coraz częściej, wspominali Charków, swojego wspólnego nauczyciela — akademika Proskurę. Gdy w marcu 1939 r. Mikojan został zastępcą głównego konstruktora samolotu myśliwskiego I-153, zbliżyli się jeszcze bardziej. Tworzyła się przyjaźń, będąca podstawą ich dalszej kilkudziesięcioletniej współpracy. Mikojan, młodszy od swojego kolegi o całe 13 lat, miał predyspozycje kierownicze. Rozsądny, stateczny, mający wielkie doświadczenie życiowe i konstruktorskie Guriewicz był dopełnieniem energicznego, stanowczego i pełnego wciąż nowych pomysłów Mikojana. Wieczorne spotkania i rozmowy coraz częściej dotyczyły pracy, sytuacji w CKB i całym lotnictwie myśliwskim.

W zespole Polikarpowa nie działało się wtedy dobrze. W drugiej połowie lat trzydziestych nastąpił szybki wzrost prędkości samolotów. Stało się to głównie wskutek przejścia od dwupłatu do wolnonośnego jednopłatu i zastosowania podwozia wciąganego. Jednak spowodowało to pogorszenie innych charakterystyk: zwiększył się promień i czas zakrętu. Konstruktorzy i inni specjaliści wojskowi natknęli się znów na stare pytanie: co ważniejsze — prędkość czy zwrotność? W Związku Radzieckim znaleziono wówczas kompromisowe rozwiązanie, polegające na jednoczesnym rozwijaniu szybkich jednopłatów (I-16) oraz zwrotnych dwupłatów (I-15). Doktryna ich użycia zakładała, że I-16 powinny dogonić przeciwnika i związać go walką, a I-15 ostatecznie pokonać w boju manewrowym. Sprawdzianem każdej koncepcji jest wojna: w pierwszej fazie wojny w Hiszpanii doktryna użycia radzieckich myśliwców potwierdziła się. Włoskie CR.32, niemieckie He 51, a nawet Bf 109B ponosiły duże straty. Jednak później



Mikojan i Guriewicz

pojawiły się groźne sygnały ostrzegające przed samouspokojeniem i pewnością siebie. Niemcy modernizowali Bf 109, głównie poprzez zastosowanie nowego silnika Deimler Benz 601 o dużej mocy, co pozwoliło zwiększyć prędkość do 570 km/h, czyli o 100 km/h więcej niż miały radzieckie I-16. Ponadto nowy wariant, nazwany Bf 109E, otrzymał działko kalibru 20 mm. Praktyka pokazała, że trzeba postawić na prędkość.

Na początku 1939 r. sytuacja w lotnictwie myśliwskim ZSRR stała się alarmująca. Tylko nadzwyczajne środki mogły temu zaradzić. Jakże były tego przyczyny? Po pierwsze, wiadomo że każdy rodzaj sprzętu jest początkowo nowoczesny, następnie dobry, później wystarczający, aż przychodzi czas, że staje się przestarzały i trzeba wycofać go z uzbrojenia. W lotnictwie radzieckim w okresie, kiedy stosunki międzynarodowe się komplikowały, zbliżała się wojna i potrzebny był sprzęt nowoczesny, nastąpił koniec tego cyklu i uzbrojenie trzeba było wymieniać. Niestety, początkowe sukcesy w Hiszpanii spowodowały, że nie doceniono w porę groźby sytuacji. To przyczyny zewnętrzne, ale były też wewnętrzne. Budowa samolotów w ZSRR była skoncentrowana w tym czasie w dwóch dużych zespołach: Tupolewa, zajmującym się głównie samolotami ciężkimi (bombowymi), i Polikarpowa, budującym samoloty lekkie (myśliwskie). Istniały co prawda również inne zespoły, lecz były one niewielkie i nie mogły w istotny sposób z nimi konkurować. W sytuacji, kiedy w którymś z nich nastąpił kryzys, nie miał go kto zastąpić. Tak stało się właśnie u Polikarpowa. Ten znakomity konstruktor nie umiał w decydującym momencie podjąć jednoznacznej decyzji i skoncentrować się na szybkich jednopłatowych samolotach myśliwskich. Jeszcze w 1938 r., kiedy tendencje dalszego rozwoju krystalizowały się coraz bardziej, zbudował dwupłat I-153. Było to wszystko, co można uzyskać z układu dwupłata. Miał on wciągane podwozie i inne nowości, ale z szybkimi samolotami nie mógł już konkurować. Potwierdził to kolejny konflikt zbrojny między Japonią a Mongolią wiosną 1939 r. Jednocześnie w CKB nastąpił ciąg tragicznych zbiegów okoliczności. Wkrótce po I-153 powstał szybki jednopłat I-180 o prędkości 570 km/h, jednak w pierwszym locie doświadczalnym, 15 grudnia 1938 r. z powodu złej pracy silnika nastąpił wypadek, w wyniku którego zginął znakomity pilot Walerij Czałow. Na drugim egzemplarzu rozbił się P. Suzi (przyczyną katastrofy był najprawdopodobniej zawał serca pilota), a na trzecim A. Proszakow nie wyprowadził samolotu z korkociągu (skakał ze spadochronem). Polikarpow ciężko przeżywał te wydarzenia. Przez wiele poprzednich lat był jedynym i niekwestionowanym autorytetem w dziedzinie lotnictwa myśliwskiego. Teraz przestawano w niego wierzyć, a co gorsze on sam tracił wiarę w siebie. Ciąg wypadków spowodował także podejrzenia o sabotaż wśród współpracowników Polikarpowa; nastąpiły aresztowania.

Dramat Polikarpowa rozgrywał się na oczach Mikojana i Guriewicza. Pozwolił Mikojanowi z większą ostrością zobaczyć blaski i cienie pracy głównego konstruktora, pracy, która była jego marzeniem. Od tego też czasu datuje się ogromny szacunek dla pilotów doświadczalnych, cecha charakteryzująca Mikojana przez cały okres działalności konstruktorskiej. Coraz powszechniej było jasne, jaki samolot myśliwski potrzebny jest krajowi. Najlepiej sformułował to po powrocie z Hiszpanii jeden z walczących tam pilotów-ochotników, Siergiej Gricewiec: „Nasze lotnictwo potrzebuje, i to jak najszybciej, samolotu myśliwskiego o prędkości co najmniej 600 km/h, ze skutecznym uzbrojeniem artyleryjskim”.¹⁾

Podobnie niepokojące sygnały dochodziły od pilotów doświadczalnych, którzy latali na zakupionych lub zdobytych samolotach zagranicznych (w latach 1937 i 1938 trwały m.in. próby francuskiego Dewoitine 510, niemieckiego Bf 109, japońskiego I-96, amerykańskiego P-35). Piloci doświadczalni Stiepan Suprun i Piotr Stefanowski skierowali do KC Partii pismo krytycznie oceniające stan lotnictwa myśliwskiego.

¹⁾ *Leteciel a Kosmonautika* 2/1977, s.72.

W lutym 1939 r. w sali kremłowskiej odbyło się historyczne posiedzenie, na którym zebrali się wszyscy będący autorytetami w lotnictwie. Był tam konstruktorzy samolotów i silników Iljuszyn, Polikarpow, Archangelski, Jakowlew, Klimow, Mikulin, Szwiecow, piloci Suprun i Stefaniowski, minister przemysłu lotniczego Kaganowicz i wielu innych. Obecni byli Stalin, Mołotow i Woroszyłow. Każdy z występujących mówił o tym, co robi i co zamierza, jak ocenia sytuację. Postanowiono, by każdy z obecnych na kolejnym zebraniu przedstawił konkretne propozycje zmierzające do zakwindowania opóźnienia w lotnictwie radzieckim. Drugie zebranie odbyło się wiosną 1939 r. Omówiono zadania poszczególnych zespołów, utworzono nowe biura konstrukcyjne, zapewniono im jak najlepsze warunki pracy. Samoloty myśliwskie zbudować mieli Florow z Borowkowem, Gruszyn, Jacenko, Jakowlew, Kozłow, Ławoczkin z Gorbunowem, Gudkowem, Paszmin, Pietiakov, Polikarpow, Suchoj, Szewczenko i Tairow. W lipcu i sierpniu 1939 r. przydzielano im już konkretne zadania.

Mikołajana i Guriewicza nie było jeszcze w tym gronie. Mikołajan nadal zajęty był przy produkcji seryjnej I-153, a Guriewicz kierował wstępnym projektowaniem samolotów Polikarpowa. Był wśród nich projekt K, wysokocielowy myśliwiec przechwytyjący z silnikiem AM-37, o zakładanej prędkości 670 km/h. Projekt powstał w sposób nietypowy. Znany konstruktor silników Aleksandr Mikulin zbudował silnik AM-37, z którym wiązał duże nadzieje. Wbrew temu konstruktorzy samolotów bombowych, dla których był przeznaczony, nie zainteresowali się nim. Poszukując samolotu dla swojego silnika Mikulin trafił do zespołu Polikarpowa. Tam natychmiast doceniono możliwości silnika. Główną jego zaletą było utrzymywanie dużej masy na znacznych wysokościach, z drugiej strony obawiano się, czy nie okaże się on zbyt silny i ciężki dla samolotu myśliwskiego.

Do planu pracy zespołu Polikarpowa na rok 1939 wpisano zbudowanie trzech prototypów wysokocielowego myśliwca przechwytyającego K z terminem przekazania pierwszego egzemplarza do prób państwowych do 1 lipca 1940 r. Mimo to przez dłuższy czas do tego zadania nie przystępowano, wszyscy skoncentrowali się na dopracowywaniu samolotu myśliwskiego I-180. Dopiero w sierpniu 1939 r. Polikarpow polecił N. Andrianowowi przygotowanie wstępnego projektu. Zajęli się tym także J. Szelecki, N. Matniuk, M. Guriewicz, A. Karłow. W Remodim. Do końca października 1939 r. zostały wykonane najważniejsze obliczenia określono optymalny kształt układu aerodynamicznego oraz rozmieszczenie silnika, kabiny pilota i uzbrojenia.

We wniukowskim zakładzie nr 1 zgodnie z decyzjami władz zakończono produkcję I-153 oraz I-16. Pozostał jeszcze pewien zapas części, z których składano nowe egzemplarze, ale i to dobiegało końca. Pod nieobecność Polikarpowa, który wyjechał służbowo do Niemiec, przed dyrektorem zakładu Woroninem i głównym inżynierem Derentiewem (w przyszłości ministrem przemysłu lotniczego) stanął dyktando: co produkować dalej. Wiedzieli oni oczywiście, że grupa konstruktorów szykuje nowy obiecujący projekt, ale czy rzeczywiście jest on najlepszy? Specjalna komisja składająca się z przedstawicieli ministerstwa i zakładu zapoznała się z pracami różnych zespołów konstrukcyjnych, na koniec Guriewicz przedstawił komisji samolot K. Ostateczna decyzja rozstrzygnęła dyktando na korzyść tego projektu.

W pierwszej połowie grudnia 36-stronicowy dokument – projekt wstępny samolotu K – został przedstawiony do zatwierdzenia w ministerstwie, a następnie w dowództwie sił powietrznych. Jednocześnie, w rekordowo krótkim czasie piętnastu dni, zbudowano drewnianą makietę samolotu naturalnej wielkości.

Do realizacji projektu K na polecenie ludowego komisarza ministra przemysłu lotniczego 8 grudnia 1939 r. utworzono OKO (opytno-konstruktorskij otdiel) pod kierownictwem Artoma Mikołajana. Jego zastępcami zostali Michaił Guriewicz i Władimir Romodan. Każdemu pracownikowi zespołu Polikarpowa pozostawiono do decyzji, czy chce przejść do nowo tworzonej

grupy Mikołajana. Ostatecznie do nowego OKO przeszło ok. 40 konstruktorów inżynierów i robotników, przekazano im także część bazy produkcyjnej zespołu Pietakowa.

Wraz z powołaniem zespołu Mikołajan otrzymał już skonkretyzowane zadania. Pierwsze z nich polegało na opracowaniu z wykorzystaniem projektu K. wysokościowego samolotu myśliwskiego w dwóch wariantach: I-61 z silnikiem AM-35A oraz I-63 z silnikiem AM-37 (pierwotnie samolot K. miał być wyposażony w AM-37, jednak było to silnik dosyć niezadawalny i przygotowano alternatywny projekt z silnikiem AM-35A). Drugim zadaniem miał być opancerzony dwumiejscowy samolot szturmowy ISz (złoty szturmowiec) na cztery projekty 65. z jednym silnikiem AM-37.

W sierpniu 1938 r. w ZSRR powstały grupy konstruktorskie, w tym także lotnicze, połączone w specjalny Oddział Techniczny – Spiechotechniel w skrócie STO. Od lat STO przekształconych w cyfry (1-8) pochodzi system oznaczeń samolotów w niektórych zespołach konstruktorskich. Tak na przykład w zespole Pietakowa powstał samolot 100, później znany jako Pe-2. 1-2 to bombowiec Miasiszczewa, 103 to późniejszy Ił-2. W styczniu 1940 r. Mikołajanowi przydzielono w tym systemie oznaczeń liczbę 200 i tak projekt K. stał się I-200. Początkowo samolot 61 (I-61) nazywano I-200AM-35A, lecz potem były projekty z silnikiem AM-37, aliozwiazano na później używano nazwy I-200 bez wymienia silnika.

Wymagania zawarte w zleżeniach taktyczno-technicznych nie stanowiły dla Mikołajana zaskoczenia – wszyscy bowiem mieli wyznaczony termin: samolot I-200 miał być ukończony w połowie kwietnia 1940 r. Nowy zespół był w tej niekorzystnej sytuacji, do innych sytuacji, że jak wszyscy rozpoczęli budować swoje samoloty myśliwskie. Prototyp I-22 Ławoczkina, Gorbunowa – Gorkowa był w opracowaniu już od pięciu miesięcy, a I-26 Jakowewa szykował się do pierwszego lotu, podobnie było w innych zespołach. W OKO kierowanym przez Mikołajana (niedługo później przemianowanym w OKR – opytno-konstruktorskie biuro) zaplanowały gotowość, rozpoczął się wysięg z czasem. Wstępny projekt obcewał spore możliwości samolotu zarówno w podstawowym przeznaczeniu jako wysokościowy myśliwiec przechwytyjący jak również z dodatkowymi zbiornikami i paliwem jako myśliwiec towarzyszący lub ze wzmacnionym uzbrojeniem jako samolot szturmowy. Teraz przekazano go kierownikom brygad kadłuba i skrzydła sterowania uzbrojenia itd. Każda grupa przedstawiała swoje propozycje rozwiązań szczegółowych, korekty. Zgodził także projekt wstępny. Już w grudniu rozpoczął wykonywanie części samolotu. Projekt roboczy ostatecznie akceptował się pod koniec stycznia 1940 r.

Na stworzenie nowego samolotu miały wpływ różne czynniki: talent i doświadczenie konstruktorów, przygotowanie kadry inżynierskiej, stan bazy produkcyjnej i jej możliwości. Wnętrze możliwości zakładu produkcyjnego wpłynęło zdecydowanie na konstrukcję I-200. Była ona dobrana tak, by w fazie budowy wszystkie działy fabryki były obciążone równomiernie, by maksymalnie zwiększyć liczbę produkowanych samolotów. Mikołajan jako jeden z pierwszych w lotnictwie myśliwskim zis osował, że w fazie budowy prototypów metodą szablonów, z których zdecydował się zrezygnować w czasie produkcji. Dawało mu to później przewagę nad innymi zespołami, które musiały dopiero przygotowywać swoje samoloty do produkcji seryjnej.

Dzięki dobrzytemu wysiłkowi całego zespołu doświadczony pilot Arkadij Jekatow mógł wystartować na pierwszym z trzech prototypów I-200 5 kwietnia 1940 r., na 10 dni przed wyznaczonym terminem. 24 maja osiągnął na nim rekordową w ZSRR prędkość 648,5 km/h na wysokości 6900 m. 9 maja na drugim egzemplarzu wystartował pilot Jakuszew, a 6 czerwca na trzecim – Żukow. Na drugim prototypie osiągnięto 651 km/h. Było to wynikiem bardzo dobrym, gdyż prędkości innych powstałych w tym czasie w ZSRR samolotów myśliwskich dochodziły do 600 km/h, niemieckie Bf 109 i I osiągały 560, a angielskie Hurricane Mk I i Spitfire Mk I odpowiednio 518 i 572 km/h. Paralelnie praktycznym I-200 przewyższał swoich konkurentów o ok. 2000 m.

- d) zamontować sloty na skrzydłach nowe koła zgodnie z normą oraz ogumienie na kołko ogonowe,
- e) zamontować dodatkowo dwa zdejmowane km SzKAS lub UB,
- f) zwiększyć zapas paliwa, doprowadzając zasięg samolotu w typowym wariancie do co najmniej 1000 km w locie z 0,9 prędkości maksymalnej¹¹

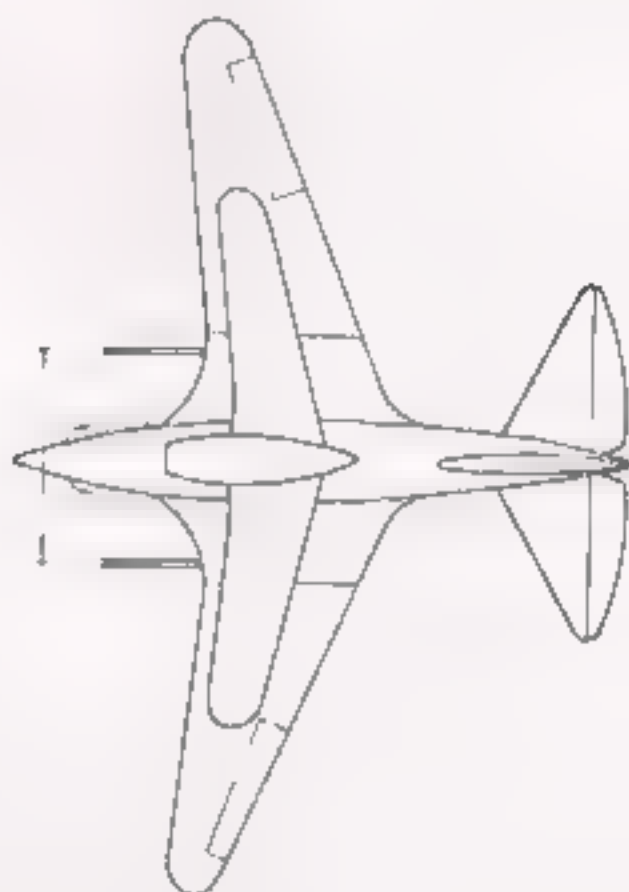
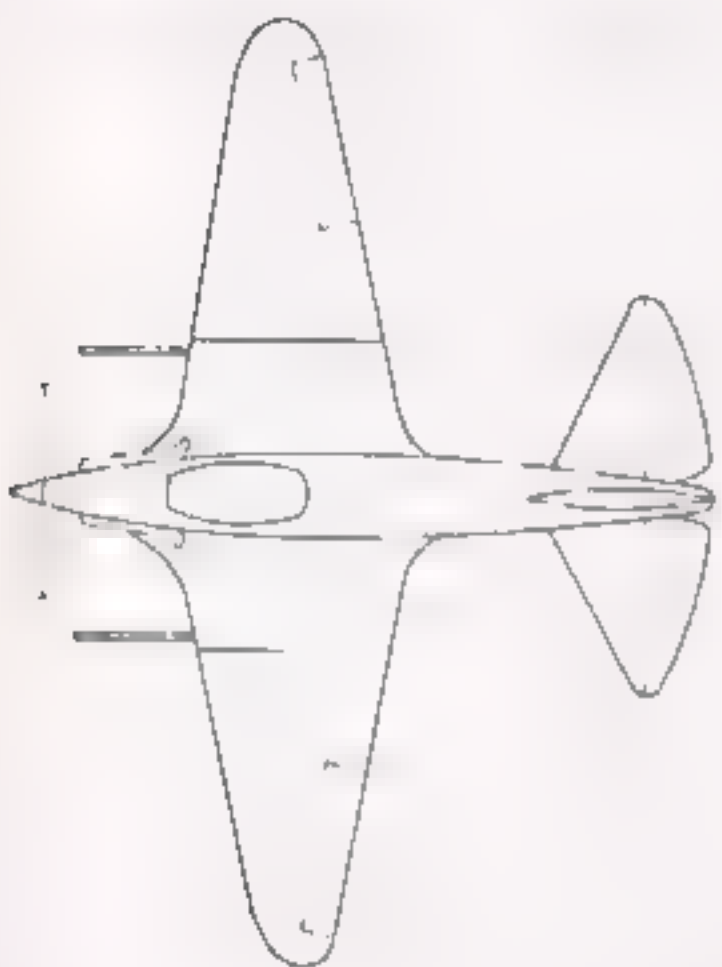
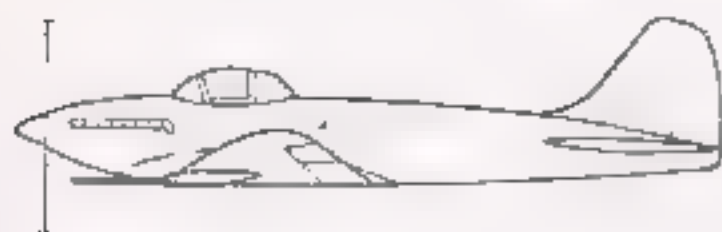
Sprawnie przeprowadzone próby prototypów, uwzględnienie wymogów technologii, już w czasie projektowania samolotu i jego dobre osiągi umożliwiły zespołowi Mikojana i Guriewicza prześcignięcie konkurentów. Wyniki konkursu na samolot myśliwski były zaskakujące. Ostatecznie do produkcji seryjnej zakwalifikowano samoloty trzech zespołów: Jakowlewa (I-26, inaczej Jak-1), Ławoczki, Gorbunowa i Guukowa (I-22, inaczej LaGG-1) oraz Mikojana i Guriewicza (I-200, inaczej MiG-1). Młodym konstruktorom, nie obciążonym sławą ani przyzwyczajeniami, łatwiej było zdecydować się na nowe rozwiązania. Z drugiej strony młodym konstruktorom brakowało praktyki, trzeba było ich zespoły wzmocnić bardziej doświadczonymi pracownikami. Najbardziej znany zespół Polikarpowa odpadł. Nie wolno jednak zapominać, jak wiele zawdzięcza Polikarpowowi OKB Mikojana i Guriewicza (OKB odwołymano, konstruktor skoje biuro), wyrosłe przecież z tego zespołu i wykorzystujące jego projekt K (po wprowadzeniu samolotu MiG-1 do produkcji seryjnej Polikarpow otrzymał nagrodę za projekt wstępny). Tu drobna uwaga do słów „młodzi konstruktorzy”. Często w literaturze przeciwstawia się „młodych” Jakowlewa, Ławoczki, Mikojana staremu Polikarpowowi, trzeba jednak zaznaczyć, że chodzi o staż samodzielnej pracy konstruktorskiej. W końcu Polikarpow nie był wiele starszy od Mikojana, Guriewicza, Ławoczki. Najmłodszy w tym gronie, Jakowlew, już od pewnego czasu kierował zespołem konstruktorskim, choć nie budował samolotów bojowych, a jedynie lekkie sportowe i pasażerskie.

Pod koniec roku 1940 lotnictwo radzieckie otrzymało pierwsze 20 samolotów I-200. Osiągł egzemplarzy seryjnych były nieco niższe w porównaniu z prototypem (prędkość maksymalna nie przekraczała 630 km/h, a nie tak był to najszybszy ze znanych myśliwców seryjnych. Produkcja I-200 rozkręcała się bardzo powoli, gdyż wniukowski zakład nr 1 budował jednocześnie lekkie bombowce Jakowlewa BB-22. Dopiero po zaprzestaniu ich wytwarzania produkcja MiG-a ruszyła szybciej.

Realizując zadanie zbudowania samolotu szturmowego w zespole Mikojana opracowano dwa projekty: PBSz-1 i PBSz-2 (puszczynny brońowany szturmowik). Był to okres, kiedy liczni konstruktorzy budowali samoloty szturmowe. Najbardziej zaawansowany był BSz-2 Iljuszyna (oblatany pod koniec grudnia 1939 r.), jednak na wszelki wypadek inni także podjęli to zadanie. Mikojan w projektowanym w 1940 r. samolocie PBSz-1 (inaczej MiG-6) przewidywał podobne do BSz-2 rozwiązanie opancerzenia samolotu, miało ono stanowić jednocześnie ochronę pilota i element pracujący konstrukcji. Także silnik był taki sam: AM-38. Obiektowe dane PBSz-1 to prędkość ok. 470 km/h (nad ziemią 450 km/h) i zasięg ok. 800 km. Uzbrojenie miały stanowić 2 działka i 6 karabinów maszynowych. Kolejny projekt PBSz-2 (MiG-6) miał podobny kadłub, ale zupełnie inny, oryginalny, układ skrzydeł. Był mianowicie odwrotnym półtorapłatem, i to odwrotnym w dwóch znaczeniach: mniejszym płatem był górny (a nie jak na przykład, de Havilland), a ponadto oba miały niewielki ujemny skos. Rozpoczęto przygotowania do budowy PBSz-2, w hucie zamówiono dla niego pancierz, gdy przyszło polecenie przerwania tych prac. W kwietniu 1941 r. ruszyła produkcja BSz-2, przemianowanego teraz na Il-2.

Zgodnie z przewidywaniami do pierwszych seryjnych I-200 płoci z jednostek wojskowych mieli wiele pretensji. Niedośkonala była konstrukcja otwieranej na bok osłony

¹¹ Rabkin I. G. *Время, когда самолёты*. Москва 1985, s. 113-114.



Szkice projektów PBs-1 (z lewej) oraz PBs-2

kabiny pilota. Zdarzało się, że po zatrzymaniu otworzyć ją można było tylko z zewnątrz, po wyładowaniu. Przez to wielu pilotów latało bez osłony i otwartą kabiną, co z kolei powodowało zmniejszenie prędkości o 20-25 km/h. W niektórych fazach lotu pilotaż był bardzo trudny, wymagający ciągłej uwagi. Wskazywał na znaczne przesunięcie środka ciężkości samolotu do tyłu. I-200 łatwo wchodził w korkociąg przy dużych kątach natarcia. Sprzyjały temu również ednakowe profile skrzydeł na całej ich rozpiętości.

Na podstawie tych doświadczeń powstawał nowy wariant I-200. Przede wszystkim w celu zwiększenia zasięgu pod kabiną pilota dodano zbiornik na 245 dm³ paliwa. Ponieważ naruszało to wyważenie samolotu, przesunięto smek 10 cm do przodu i jeszcze bardziej wysunięto chłodnicę. Wznios skrzydeł zwiększono o 1 m, na przedniej krawędzi płata pojawiły się automatyczne siatki. Oprócz tego wprowadzono wiele drobniejszych zmian: podwozie główne otrzymało nowe koła, zmniejszono smek i obrys chwytu powietrza. W zbiornikach paliwa zastosowano system zmniejszający zagrożenie pożarowe.

W zespole Mikojana nieoficjalnie przyjęło się określać pierwszy samolot I-200 nazwą MiG-1, w które po raz pierwszy pojawiły się niżej dwóch wielkich konstruktorów i przykroci Mikojana i G. Iur'ewicza. Przez pewen czas używano także nazwy MiG-2 dla drugiego prototypu.

lecz szybko uporządkować system oznaczeń. Rozkazem dowódcy sił powietrznych z 6 stycznia 1941 r. pierwsze 30 wyprodukowanych egzemplarzy I-200 oznaczone MiG-1 a następnie od samolotu 1 700-101 MiG-3 pozostałe oznaczano w sposób numeryczny nieparzystym, pozostałe samoloty – parzystym. Ponieważ jednak ulepszenia do samolotów seryjnych wprowadzano stopniowo, dlatego też pierwsze MiG-3 konstrukcja odpowiadała w zasadzie MiG-1. Sposób oznaczania samolotów pierwszymi literami na wskaz konstruktorów zastąpił poprzedni według którego samoloty nazywano zależe od przez dźwięki p I 200 pochodzą od słowa „стриби-те” – myśliciel. W ówczesnych latach przychodziła także symbol pochodzący od nazwiska konstruktora samoloty otrzymuje jako oznaczenie wojskowe, czyli po wprowadzeniu do uzbrojenia jednostek sił powietrznych. Oznaczenia wewnętrzne w zespole konstrukcyjnym – białe i czarne pętlaki – są tworzone według innych reguł.

W czasie doświadczalnych prób zmodyfikowanej wersji I 200 dokuczliwe były ciągłe kłopoty z silnikiem. Mała ona wie nie zalety, jak duża masa, jej utrzymanie na znacznej wysokości było niebezpieczne, kłopoty przy zmianie warunków pracy. Zdarzało się, że nie reagował prawidłowo na przesuwane dźwigny sterów. Aby w próbach nowej wersji nie przeszkadzała pogoda, w grudniu 1940 r. A. Karaw wraz z częścią zespołu oblatywaczeni A. Jekatowem polecili na wybrzeże pod Sewastopol. Lecz i tam nie mieli szczęścia do pogody, próbny MiG-3 ciągle się błądził. 15 marca 1941 r. w jednym z lotów silnik przestał pracować. Samolot w locie burkowym uderzył o ziemię i wybił kikutem rowy lej. Z samolotu nie zostało nic. Przyczyna katastrofy była przerwa w pracy silnika – lecz komu się badała? Wypadek bardziej interesowało, dlaczego tak doświadczony pilot jak Jekatow nie podjął próby wyprowadzenia samolotu z lotu burkowego. Na bardzo prawdopodobne okazały się przypuszczenia, że oblatywacz zgubił wcześniej, gdy rozzerwał się kompresor silnika, lub też był połączony wodą, która wydostawa się z systemu chłodzenia. Po wielu latach na pytanie dlaczego karza w wywieszonym miesiąc temu Awata Kosmonawtika – jak samolot jest mu najbliższy Mikojań odpowiedział: „MiG-3. Dlatego, że był pierwszym udanym seryjnym MiG-iem oraz że oblatywali go tacy piloci jak Jekatow. Supremacja!”

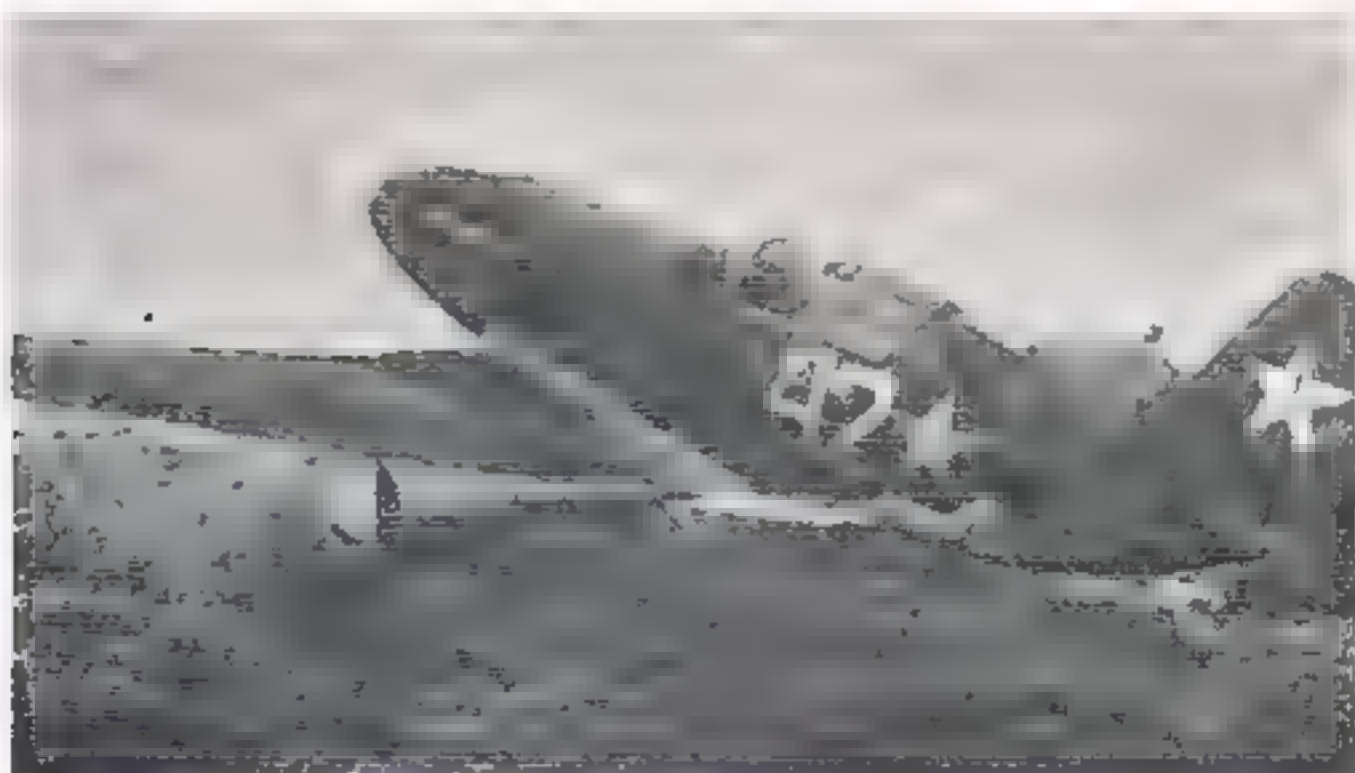
Jednocześnie z próbami MiG-3 w powietrzu trwały nietypowe badania prowadzone na ziemi, ale także także w powietrzu. Pod koniec 1939 r. przekazano do użytku w ZSRR tancety aerodynamiczne CAGI – w tym I-200 do badań w wielkości naturalnej. MiG-3 był pierwszym radzieckim samolotem wszechstronnie badany w tunelu aerodynamicznym. Także po raz pierwszy w tunelu wazono silnik samolotu. Wyniki tych prób były pozornie drobne, a w sumie znaczące ulepszenia. Na przykład podczas prób w tunelu przekonano się, że umieszczenie anteny radiostacji w opływowym maszynie, a nie rozpinanie jej między kabiną i statecznikiem pionowym oznacza zwiększenie prędkości lotu o 4 km/h. Oslona kabiny pilota MiG-3 była odsuwana w tył, w przeciwieństwie do otwieranej na bok w MiG-1. Dzięki powiększeniu osłony za plecami pilota poprawia się widoczność do tyłu. Poproszyła się jakość szkła organicznego, a także czułość się ono na mniej części.

Dzięki modernizacji i mimo jednoczesnego zwiększenia masy o 255 kgi własności prototypowa uległy poprawie w stosunku do MiG-1, szczególnie przy dużych kątach atarcia. Zasięg zwiększył się z 730 do 857 km (normalny) lub nawet 1280 km (maksymalny). Pozostały jednak w MiG-3 pewne niedostateki charakterystyczne także dla MiG-1 – duża prędkość lądowania 144 km/h – oraz mała zwrotność na wysokościach do 6000m. To właśnie w połączeniu z niewiekszą siłą ognia spowodowało, że MiG-3 nie mógł być stosowany jako frontowy samolot myśliwski, co początkowo zakładano. Z kolei przeszkodą we wzmocnieniu uzbrojenia był silnik samolotu.

¹ Arłazarow M. *Летчик Микога*, Москва 1978, s.76.



Uroczyste przekazanie samolotu w MiG-3 pilotom wojskowym



MiG-3 na froncie

montowanie działek w skrzydłach znacznie zwiększa masę płatowca (na co konstruktorzy MiG-3 nie mogli sobie już pozwolić), a typowe dla innych myśliwców umieszczenie działka tak blisko silnika przez piastę śmigła było wykluczone przez konstrukcję silnika AM-35A. MiG-3 był więc uzbrojony podobnie jak MiG-1 w 2 km SzKAS kal. 7,62 mm oraz jeden UBS kal. 12,7 mm.

Nowe samoloty MiG-3 budowano w zakładzie nr 1 we Wnukowie. W marcu 1941 r. produkowano 75 sztuk tygodniowo. Jednocześnie w Rydze przystosowano lotnicze zakłady naprawcze do prowadzenia generalnych remontów MiG-3. Od lutego 1941 r. MiG-3 wchodziły do uzbrojenia pułków lotnictwa obrony powietrznej Moskwy, Leningradu i Baku, pułków myśliwskich lotnictwa frontowego w rejonach przygranicznych oraz lotnictwa Flot Północnej i Czarnomorskiej.

Doświadczenia wojenne

2

Świadomość zbliżającej się konfrontacji zbrojnej z faszystowskimi Niemcami była powodem wielu przedsięwzięć zmierzających do podwyższenia gotowości obronnej Związku Radzieckiego. We wrześniu 1939 r. Biuro Polityczne KC WKP(b) przyjęło postanowienie „O rekonstrukcji i stniejących i budowie nowych fabryk samolotów”. Dokonano istotnych zmian organizacyjnych w przemyśle lotniczym, powołano wiele zespołów konstruktorskich, zlecono opracowanie nowych typów samolotów bojowych. Przedsięwzięcia te intensyfikowano wraz z rozwojem sytuacji międzynarodowej. Na początku 1941 r. zatwierdzono plan modernizacji i reorganizacji sił powietrznych ZSRR, mianem wprowadzono nowy system przygotowania kadr dla lotnictwa, zatwierdzono strukturę tyłów, powołano Wojskową Lotniczą Akademię Inżynierską itp. Wiosną rozpoczęto szeroko zakrojone prace nad budową i modernizacją ok. 250 lotnisk w zachodnich rejonach Związku Radzieckiego. W czerwcu 1941 r. zarządzono rozstrzelanie i maskowanie samolotów. Specjalna dyrektywa Głównego Zarządu Propagandy Politycznej wytyczała kierunek pracy wychowawczej w jednostkach: „Nauczać tylko tego, co potrzebne na wojnie i tylko tak jak to się robi na wojnie”.

Napastę niemiecką 22 czerwca 1941 r. zastała ZSRR w trakcie realizacji tych przedsięwzięć. Produkcja nowych typów samolotów wynosiła dopiero 2739 sztuk, MiG-1 oraz MiG-3 zbudowano 1309, z czego do pulków dotarło jedynie 1541. W jednostkach przeważały stare I-153 i I-16, SB, IB-3. Trwająca rozbudowa lotnisk spowodowała, iż na niektórych stoczono wiele samolotów, co utrudniało manewrowanie siłami lotnictwa. Z powodu przebrzgnięcia na nowy sprzęt część starych samolotów znajdujących się na lotniskach nie miała zalog. Nie został także zakończony proces przeszkolenia pilotów i mechaników nowych typów samolotów.

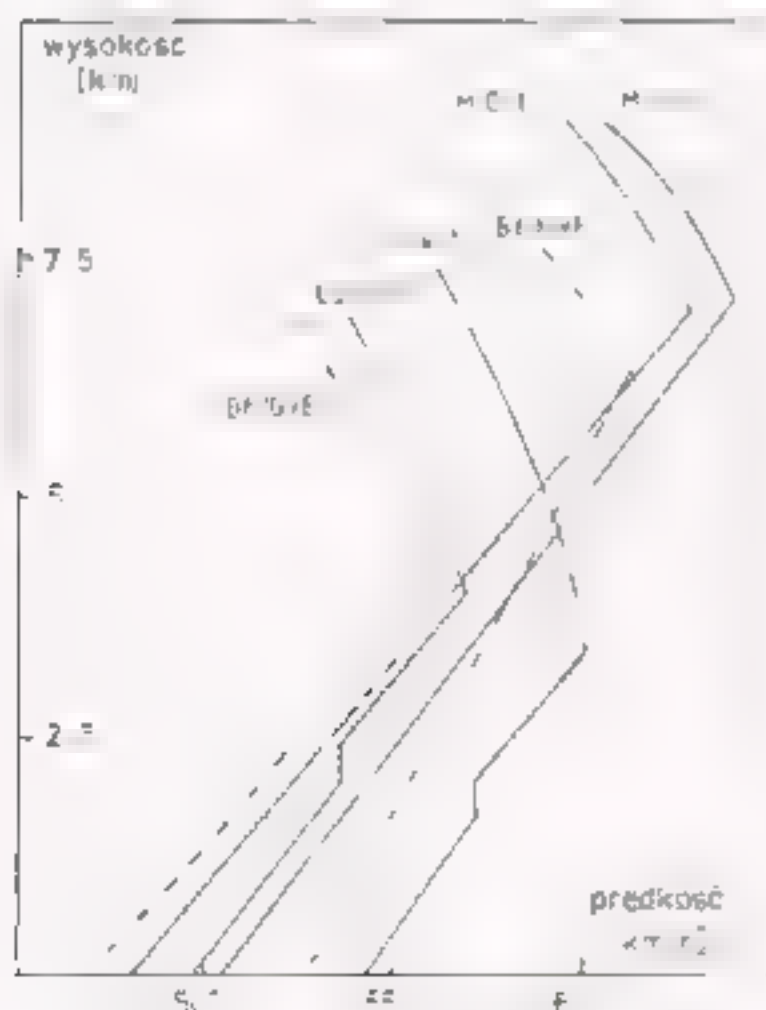
Błok faszystowski rzucił przeciw Krajowi Rad 5000 samolotów (w tym 4000 niemieckich). W rezultacie w pierwszym dniu wojny radzieckie siły powietrzne straciły 1300 samolotów, z czego 500 na lotniskach. Jednak nie było to dla Niemców zwycięstwo łatwe. Dzięki bohaterstwu i wyszkoleniu pilotów radzieckich w walkach powietrznych 22 czerwca Luftwaffe straciła ponad 200 samolotów, a do 10 lipca około 1000 samolotów.

MiG-3 po raz pierwszy skierowano do walki jeszcze przed wojną, wiosną 1941 r. W niemieckich planach napastę na Związek Radziecki opracowywano – w szczególności do końca 1940 r. – ważną rolę wyznaczono specjalnej jednostce lotnictwa rozpoznawczego, nazywanej od nazwiska jej dowódcy grupą Rowehf. Jej zadaniem było sfotografować przed wybuchem wojny

wszystkie ważne obiekty w zachodniej części ZSRR. Do przeprowadzenia tego zadania w październiku 1940 r. Rowent otrzymał nowe wysokościowe samoloty rozpoznawcze Junkers Ju 86P (były to egzemplarze doświadczalne, pierwszy prototyp Ju 86P-V1 oblatano w lutym 1940 r.). Junkersy mogły bezkarnie przenikać nad obce terytorium i z wysokości 12 000 m za pomocą trzech automatycznych kamer fotografować pas szerokości 27 km. Od końca 1940 r. samoloty jednostki Rowenta, startując z Bukaresztu i Krakowa, prowadziły rozpoznanie zaplecza radzieckiego. Piloti mieli poczucie pełnego bezpieczeństwa, gdyż lecieli ponad zasięg armat artylerii przeciwlotniczej, nie mogły ich także przechwycić ówczesne radzieckie samoloty myśliwskie. Dlatego też, gdy na początku 1941 r. nie wrócił z kolejnego lotu Ju 86P, Niemcy domniemywali awarię silnika lub utratę orientacji przez załogę, ale nie dopuszczali możliwości przechwycenia samolotu. W rzeczywistości został on zestrzelony w okolicach miasta Wierca na Ukrainie przez nieznany Niemcom samolot MiG-3. Mimo obowiązującego wówczas rozkazu nieprzekraczania granic samolotów niemieckich (nie dale się sprowokować) kilkakrotnie jeszcze zdarzyły się przypadki zestrzelenia powietrznych szpiegów. W karkagodzi jkznicj, 15 kwietnia 1941 r. z lotu rozpoznawczego nie wrócił następny Junkers.

Tym razem sprawa była jasna. Niemiecki atak na wojskowy w Moskwie nadał do Berlina depeszę, w której informował, że samolot Ju 86P lecący na wysokości 12 000 m został zmuszony do lądowania przez radzieckie samoloty myśliwskie. Po wylądowaniu załoga Ju 86P szybko odleciała, a wewnątrz samolotu nastąpiły dwie detonacje i szereg częściowo zniszczonych fotografii.

22 czerwca od wczesnych godzin rannych MiG-3 walczył w obronie radzieckiego nieba. Mimo wielu przykładów męstwa pilotów nie udało się powstrzymać ataków niemieckich.



Prędkość samolotów myśliwskich w pierwszym okresie wojny radziecko-niemieckiej

Inaczej, także i z nie spodziewanej wykładni, czuła się lotnictwa w tę wojnę. Mając negatywne, więc tym samym dyktujące warunki walki lotnictwo niemieckie nie działało na dużych wysokościach, do których dostosowane były MiG-1 oraz MiG-3. W wymuszonych sytuacjach MiG-3 były używane jako myśliwce frontowe, a nawet jako samoloty szturmowe uzbrojone w rakiety RS-57. Oczywiście nie pozwalało to na wykorzystanie rzeczywistych walorów samolotu, które były tym wyraźniejsze, im większa była wysokość lotu.

Oblatywacz Siergiej Suprun, uczestniczący przedtem w próbach państwowych MiG-3, zaproponował w obliczu grożącej sytuacji na froncie utworzenie specjalnych jednostek lotniczych składających się z pilotów doświadczalnych. Nie wszyscy oni byli pilotami wojskowymi, niektórzy nie mieli w tej dziedzinie żadnego przygotowania, a jedynie strzelali z broni pokładowej. Braki te szybko jednak nadrobili, a początkowo rekompensowało je mistrzowskie opilotowanie pilotami. Ze wsparcia takich pilotów sterowano cztery pułki, z których dwa uzbrojono w samoloty MiG-3. Pierwszy 40 pułk lotniczy myśliwskiego specjalnego przeznaczenia, dowodzony przez Supruna, aż 27 czerwca skierowany pod Smoleńsk na Front Zachodni. Po śmierci Supruna w kierownictwo dowodzenia pułkiem przejął znany pilot Konstantin Kokożnik. Drugi pułk 402 pułk lotniczy myśliwskiego dowodzony był przez Piotra Stelanańskiego. Według Moskwy, na granicznym posadźeniu stąd, dziś odlaty z brzozy samoloty MiG-3, posadki pilotów dwudziestego. Bohater Związku Radzieckiego Siergiej Suprun. Na MiG-3 pierwszy 12 zwycięstwowiec z tych odnotował jeden z asów II wojny światowej Aleksandr Pokryszkin.

Przebieg walk powietrznych i ciaranki myśliwca MiG-3 spowodowały, że w instrukcji Taktyka lotnictwa myśliwczego opracowanej w 1943 roku podczas boju powietrznego z B-109G-2 proponowano: „Walczyć na MiG-3 na średnich wysokościach, gdzie zwrotność znacznie się poprawia. Trzeba skutecznie mieć osłonę z góry oraz wykorzystać każdą okazję do zwiększenia wysokości”.

W toku wojny wnoszono wiele zmian nie tylko do taktyki, ale również do konstrukcji i wyposażenia samolotów. Ponadto na MiG-3, tak i na innych myśliwcach radzieckich, nie było radiostacji, jednak po kilku miesiącach, w związku z brakiem na każdym samolocie był odbiornik, a na samolotach dowódców kuczy także nadajnik. Po kolejnych miesiącach radiostacja nadawczo-odbiorcza zaopatrowała się na wszystkich samolotach. W celu usunięcia głównej wady MiG-3, niezadawalającego uzbrojenia, na części samolotów seryjnych przewidziano możliwość podwieszenia na zewnętrznych częściach płata dwóch zasobników z karabinem maszynowym UBR kal. 12,7 mm i zapasem po 300 naboju. Ten wariant z pięcioma punktami ogniowymi nazywano MiG-3P (od „patnociecznyj”, gazetę 1 201). W późniejszych seriach produkcyjnych zmieniono też radiostację RSJ-3a na nowszą RSJ-4 i pogrubiono ochronną płytę pancerną za plecami pilota. Doświadczenia walk frontowych przyniosły także wiele drobniejszych wniosków, na przykład ten, że metaleowe śmigło samolotu należy pokryć matową czarną farbą, by zapobiec odbłaskom.

W 1941 r. podjęto próbę przystosowania MiG-3 do prowadzenia działań w charakterze myśliwca frontowego poprzez zmianę własności wysokościowych. W tym celu na seryjnym MiG-3 zabudowano silnik AM-38 od szturmowego Il-2. Wyprodukowano kilkadziesiąt MiG-3AM-38, które uczestniczyły w walkach na froncie. Niektóre z nich miały standardowe uzbrojenie MiG-3 (1 km UB + 2 SzKAS), inne 2 działka SzWAK. Prędkość samolotu MiG-3AM-38 w pobliżu ziemi wynosiła 547 km/h, na wysokości 3400 m — 592 km/h.

MiG-3 w latach 1943–1944 praktycznie wyszły z uzbrojenia lotnictwa frontowego, a w pułkach lotnictwa myśliwskiego obrony przeciwlotniczej służyły do końca wojny.

W roku 1941 zrealizowano projekt 63 (I-63) z silnikiem AM-37 budując samolot



DIS z silnikami AM-35A

MiG-3AM-37, który nazywano też MiG-7 (później tę samą nazwę dano samolotom 2A oraz 3A). MiG-3AM-37 został oblatany, ale nie przechodził prób fabrycznych z powodów ciągłych kłopotów z silnikiem.

Na powstanie kolejnego samolotu MiG miały wpływ dwa czynniki: pierwsze podyktowane było potrzebą do uzbrojenia lotnictwa radzieckiego ciężkich bombowców strategicznych (B-7, Pe-8) oraz wprowadzenie do uzbrojenia Luftwaffe dwusilnikowego samolotu wlotadlanowego Bf 110. Bombowce Pe-8 wymagały ochrony myświaki, a te mogli zapewnić jedynie samoloty myśliwskie o dużym zasięgu i silnym uzbrojeniu. Taki był dwusilnikowy DIS-2A, którego opracowanie rozpoczęto w listopadzie 1940 r. (mimo jego oznaczenia to "1" T oraz MiG-3). Początkowo planowano wykorzystanie dwóch silników AM-37, w pierwszym egzemplarzu zastosowano jednak AM-35A. Zasięg ponad 2000 km pozwalał oprócz zadania podstawowego, jakim było osłanianie bombowców, wykorzystywać DIS-200 (od dawna istnieć i soprowożeniem) do długotrwałego patrolowania w powietrzu (ponad 5 godzin), prowadzenia rozpoznania na głębokim zapleczu, a po zdjęciu zasobnika z działkami i podwieszeniu 1000 kg granatów bombowych lub torpedy – atakowaniu celów naziemnych i nawodnych.

Proby w locie pierwszego prototypu (projekt nazywał się DIS-200) zbudowane prototypy – DIS) z silnikami AM-35A rozpoczął w maju 1941 r. A. Żukow. Potwierdziły one w zasadzie oczekiwania konstruktorów, choć samolot wymagał pewnych poprawek. Ciłkowite zakończenie prób uniemożliwił wybuch wojny, a następnie ewakuacja OKB, podczas której DIS został uszkodzony. Na jego los miał także wpływ brak silników AM-37, a później AM-35. Dlatego już w 1942 r. kolejny egzemplarz konstruktorzy z zespołu Mikojana i Gurewicza użyli dwa silniki gwiazdowe ASz-82F. Prototypu jednak nie oblatano. W pierwszych miesiącach walk okazało się, że zadania rozpoznawcze i bombowe MiG-5 z powodzeniem wykonywał serię bombowców frontowych Pe-2, a produkcję strategicznych Pe-8, których osłone miały stanowić DIS-y, przerwano na rzecz samolotów frontowych.

Druga połowa roku 1941 to niezwykle ciężki okres nie tylko dla Armii Czerwonej, ale również dla zaplecza frontu. Wobec zagrożenia europejskiej części ZSRR cały radziecki przemysł zbrojeniowy został ewakuowany na wschód. Przemieszczenie zakładów i biur konstruktorskich

na taką skalę było przedsięwzięciem bez precedensu, a zrealizowane zostało niezwykle sprawnie. W trudnych warunkach, pod niemieckimi bombami, jechały na wschód transporty z ludźmi, maszynami, rysunkami, technicznymi, gotowymi częściami uzbrojenia. Wszystko organizowano, jak by po przybyciu na miejsce produkcję wznowić w ciągu kilku dni. Cała operacja wymagała nadzwyczajnego zaangażowania i poświęcenia ludzi. W nowych miejscach pracy warunki były ciężkie, brakowało pomieszczeń, często produkcja raszana w niegotowych, jeszcze halach. Na to wszystko nakładły się inne ludzkie problemy: rozdzielenie wielu rodzin, niepewność o los bliskich, kłopoty, zmęczenie, brak mieszkań, brak żywności. Trzeba też brać pod uwagę ciężkie zimowe warunki. Można bez przesady powiedzieć, że sprawne przeprowadzenie tej operacji stanowiło ważny element późniejszego gwałtownego rozwoju przemysłu ZSRR, a w następstwie tego pokonania Niemiec hitlerowskich.

Część biura konstruktorskiego Mikołajana przeniosła się na wschód w sierpniu 1941 r. Samolotem przewieziono najbardziej cenną dokumentację. Oczywiście nie obyło się bez przygód. Jedw. wyładowała rysunki, gdy spadł przelotny deszcz. Wszyscy, wraz z Mikołajaniem, biegałem przenosili plansze do najbliższego okrycia. Później czarową wielokrotnie wysciganą z biura, wiedzieliśmy wszystko o miejsce Kuibyszewa, do którego dotarli, był w tym czasie region ewakuacji wielu ważnych zakładów i instytucji. Pracownicy mikołajowskiego OKB byli rozlokowani w domkach na skraju miasta w trudnych wojennych warunkach. W dalszej kolejności przyjeżdżali z Moskwy do Kuibyszewa wszyscy pracownicy zespołu konstruktorskiego i zakładu nr 1. Zasadą było, że maszyny pracowały do końca, demontowano je bezpośrednio przed odjazdem. Kolejność transportu zorganizowano tak, by od razu po przybyciu na miejsce móc montować pierwsze myśliwce, jeszcze z części zabranych ze sobą z Moskwy. W Kuibyszewie wszystko trzeba było robić od nowa. W październiku 1941 r. przygotowano otwarte zakładowe stawy do hal produkcyjnych, raszana budowa kuzni, dla wytworów samolotowych i odlewów dla wytworów silników. 1 listopada sprawdzając przebieg ewakuacji ludowy komisarz (minister) przemysłu lotniczego Aleksiej Szachtun opisywał zakład Mikołajana:

Nastąpił uzależnienie i transporty ze sprzętem. Ludzie ciągle przybywali. Jest jeszcze wiele problemów, wszystko robi się jednocześnie, ale powoli przypominają to zakłady produkcyjne, części na maszynach, lakiery i okna, części nie ma jeszcze szybko są też bez dachu, ale wszędzie trwa praca"¹⁰

A zimą z 1941 na 1942 r. w Kuibyszewie mrozi sięgali -55°C. Pierwszy na nowym miejscu MiG-3 opisał halę produkcyjną w 10 dni po przyjeździe do Kuibyszewa, ostatnie to transporty z maszynami, częściami. W drugie połowe roku 1941 powstała łącznie 18 1 MiG-ów.

Wkrótce po przyjeździe do Kuibyszewa rozszerzono skład OKB Mikołajana. Ciemie- wicza włączając zespół kierowany dotychczas przez Wsiewłoda Lantowa. Ten rok po katastrofie 1 grudnia 1941 r. zginął w katastrofie lotniczej. Była to grupa doświadczonych pracowników zajętych w tym czasie z wysiłkowym nyszczeniem towarzyszącym Tu-3. Był wśród nich także Gieorgij Łozinski, wykorzystany w lotnictwie młodych zespołów napędowych (długości parowej i silnika pusałowego itp.).

W połowie ewakuacji postanowieniem rządu radzieckiego z października 1941 r. polecono zaprzestanie produkcji nowych samolotów MiG-3 (co doprowadziło do takiej decyzji). Przed czerwcem 1941 r. zbudowano znacznie więcej MiG-3 niż innych samolotów myśliwskich. Półkładało w nich wielkie nadzieje. Jednak, jak już wiadomo, MiG-3 mechanicznie sprawdzał się na wojnie, przewyższając swoimi parametrami wszystkie inne myśliwce na wysokościach powyżej 5000-6000 m, na małych i średnich (typowych) wysokościach walk powietrznych w II wojnie

¹⁰ Arłazarow M., op. cit. s. 92-93.

swiatowe, usiepowany m predkoscia i zwrotnoscia. Jednak ten powod nie bylby wystarczajacy do przerwania produkcji MiG-3 doskonaie przeciez nadawal sie do lotnictwa obrony powietrznej, gdzie potrzebny jest wlasnie myslwiec wysokosciowy. Poza tym samolot mozna modernizowac. Rowniez na podstawie MiG-3 moglyby powstac w szybkim czasie lepsze warianty myslwcow frontowych tak jak doslo sie to z samolotami LaGG-3 i Jak-1 rozwinietymi pozniej w dwie rodziny samolotow myslwskich.

I naiprawdopodobniej tak by sie stalo gdyby nie glowna przyczyna MiG-ow, trzeba bylo zabrac sinitk. Pierwsze miesiace walk z Niemcami przewartosciowaly wiele dotychczasowych ocen i prognoz. Tak bylo z myslwcem wysokosciowym MiG-3 ktory okazal sie mniej potrzebny niz przypuszczano, tak bylo tez z samolotem szturmowym Il-2 ktorego efektywnosc w boju rozwiala wszelkie wcześniejsze obawy sceptyków. W toku calej wojny Il-2 byl na popu armijszym, wyprodukowanym w najwiekszej liczbie samolotem radzieckim (ponad 36 tys sztuk), ale w poczatkowym okresie do czerwca 1941 r. zaklady produkcyjne opuscilo zaledwie 249 Il-ow. Wzrost produkcji hamowany byl przede wszystkim brakiem sinitkow AM-38 spowodowanym zajeciem przez Niemcow jednych z wiekszych wytwornia na Bialorusi. Inna fabryka budujaca AM-38 byl powstaly pod koniec 1941 r. zaklad w Kujbyszewie ten sam ktory jednoczesnie montowal AM-35A do MiG-ow. Oba sinitki mialy podobny uklad konstrukcyjny, wiele wspolnych czesci nie bylo lepszego sposobu zwiekszenia liczby sinitkow AM-38 niz wykorzystanie tej sytuacji. Zdecydowano przerwac produkcje sinitkow do MiG-ow i cale sity przeznaczyc na AM-38 do Il-ow. W tymczasie Il-2 MiG mial przegrac. Wstrod samolotow myslwskich istniady przeciez spisujace sie doskonale LaGG-3 i Jak-1 natomiast Il nie mial zadnego zamiennika.

Jednak seris na produkcja samolotow szturmowych w Kujbyszewie rozkręcila sie powoda z ktorej sila bezwlanosci produkowaly sinitki AM-35A i samoloty MiG-3 choc decyzja wladz powinna przestawic produkcje. 23 grudnia 1941 r. odbylo sie w Moskwie posiedzenie na temat sytuacji w lotnictwie. Oprocz Stalina obecni byli Iwasz n. Mikojan, Petakow, Mikulin, przedstawiciele lepszego wyszlotniczego wojska. Gdy doszlo do oceny efektywnosci poszczegolnych samolotow na czelno na szybkie zwiekszenie produkcji Il-2 stanyla sprawa ncrea zowania przez dyrektorow dwuch fabryk Sienkina i Trietnikowa polecenia przerwania produkcji MiG-ow. Po tej radzie Stalin wyslosowal stany telegram o Il-ach.

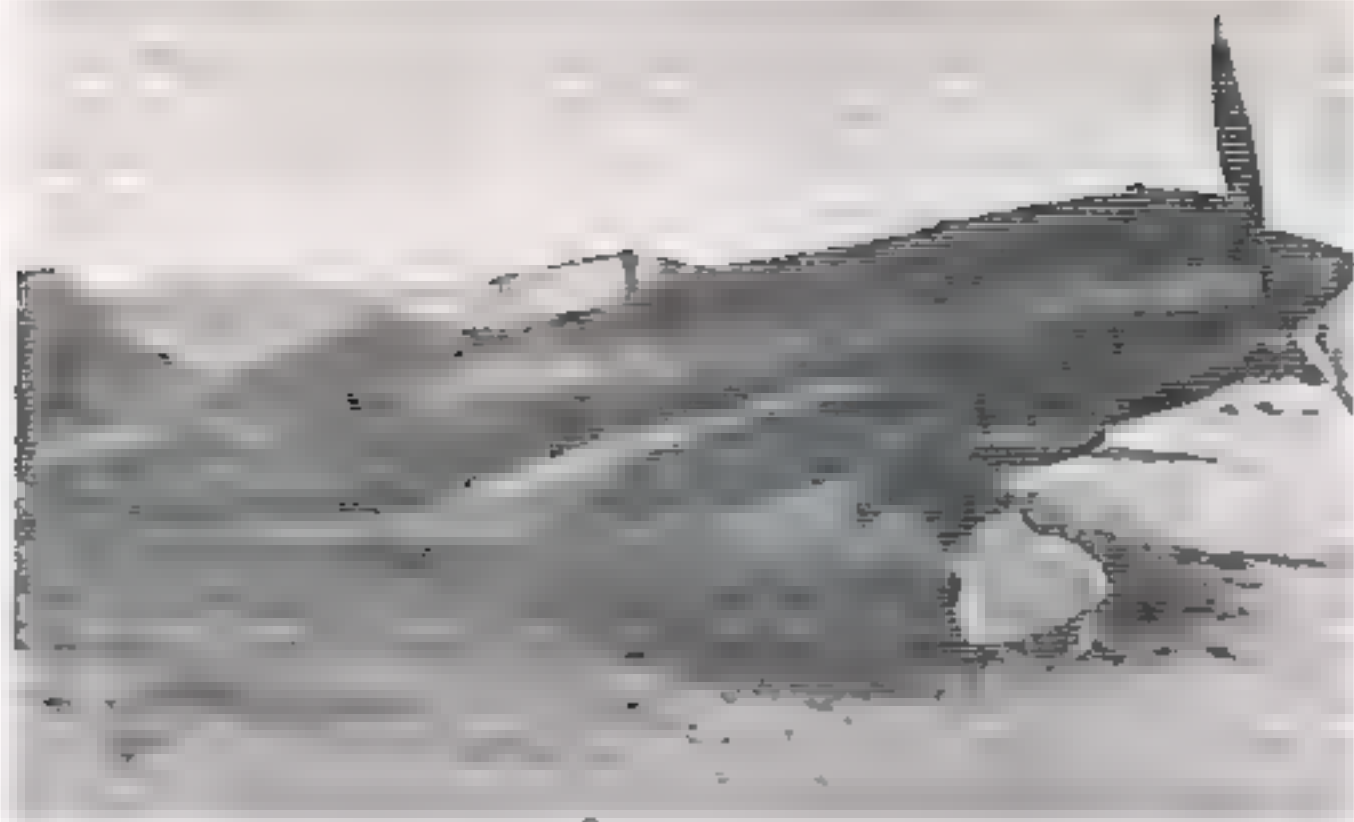
Oszukalbiscie nasz kraj, nasza Armie Czerwona! Samoloty Il-2 sa teraz potrzebne naszej Armii Czerwonej jak powietrze jak chleb. Sienkina dacie po jednym Il-2 dziennie. Trietnikow dacie MiG-3 po 1-2 sztuk. To kpiat z kraju i Armii Czerwonej. Potrzebne sa nie MiG-3 a Il-2 (...). Uprzedzam ostatni raz".²²

Podziala ciotki bezzanne wody. Iwaszyn opowiadai pozniej, ze w kujbyszewskim zakladzie nastapil cud. Zaloga nie tylko opiarowata produkcje calkowicie nowego dla siebie typu samolotu Il-2 ale w szybkim czasie przekroczyla pierwotnie zakladana wiekosc produkcji.

Zespol Mikojana zostal bez sinitka i skutkiem tego bez samolotu w produkcji seryjnej. OAB znalazlo sie w trudnym polozeniu praktycznie na granicy rozormowania i przekazania swoich pracownikow innym zesporom. Po przybyciu do Kujbyszewa nie produkowano az nowych samolotow MiG-3 montowano je jedynie z wykonanych wcześniejszych czesci. Ostatnie egzemplarze przekazano jednostkom lotniczym na poczatku 1942 r.

Mikojan probowal jeszcze utrzymac MiG-3 w produkcji seryjnej przystosowujac go platowec do innego latwiej dostepnego sinitka gwiazdowego M-82A, jednak nie byla to proba udana. Ze wzgledu na stnienie duzych rezerw produkcji M-82 zadanie przerobienia swoich samolotow myslwskich otrzymali takze Jakowlew, Ławoczkin i Ciadkow. Najwiecej kopotow

²² Jakowlew A. Cel zym. Moskwa 1972, s. 393.



МиГ-9М-82

sprawały w miarę s mka konstruktorzy chcieli umieszcic gwiazdowy silnik M-82 o średnicy 1260 mm w kabinie przystosowanym do silnika rzędowego AM 35A o szerokość 875 mm. Względnie też trzeba było większą o 85 kg masę silnika, co powodowało pewne przesunięcie środka ciężkości i lektem modyfikacji był samolot MiG 9M-82, z krótszym kadłubem oraz czterema słojowymi dwoma kanałami powietrza na pokrywie s mka. Zbudowano go w 5 egzemplarzach już w Karkasowie w grudniu 1941 r. Montaż przebiegał bardzo szybko, w niegotowej jeszcze hali. Do pierwszego lotu na MiG 9M-82 wystartował na początku 1942 r. pilot doświadczalny NI WWS G. Golofastow. Nowe rezultaty prób nie były pomyslnie. Opor czotowy spowodował, przez co okazał się znacznie większy od przewidywanego i mimo zwiększenia mocy s mka osiągnięcia były gorsze niż w porównaniu z MiG-3. Powiększenie przekroju części kadłuba powodowało wzrost oporu z kabiny pilota. Prowadzone przebiegi od szerokiego kadłuba do wąskiego kadłuba powodowały nieprawidłowy wpływ tylnej części samolotu i jego niekontrolowanie. Były problemy z uszczerbkiem kadłuba. W OKB szybko podjęto kroki w celu poprawy przepływu powietrza nad pokrywą s mka i połączenia skrzydła z kadłubem, lecz niewiele to dało. MiG 9M-82 został przekazany do CAGI w celu przeprowadzenia prób w tunelu aerodynamicznym. Tam z następnym ponowne zajęli się nim pracownicy OKB Mikołaj G. Gurtiewcza. Jakież straszyły próby na froncie. W grudniu 1942 r. kpt. W. Golofastow zakończył próby i instytutowi dostarczył egzemplarz MiG 9M-82. Największa uzyskana prędkość wyniosła zaledwie 565 km/h. W sprawozdaniu z prób stwierdzono mianowicie, że w warunkach bojowych nie można wykonywać lotu z zamkniętą osłoną kabiny, widoczność do tyłu jest zła, załadunek trudny, gdyż s mka nierówno pracuje przy różnych prędkościach obrotowych. Pozostawiając tylko test startu lotu pilot na MiG 9M-82. Okazało się, że zmiana s mka musi pociągnąć za sobą bardziej istotne przerobki, a nawet całkowite przekonstruowanie samolotu. Mikołajew nie udało się szybko stworzyć nadającego się do produkcji seryjnej samolotu myśliwskiego z silnikiem gwiazdowym M-82. Powiodło się jedynie Ławoczkowowi powstać Ła-5.

a później jego znakomici następcy: La-5FN, La-7, La-9 oraz La-11 (Ławoczkin miał w tej dziedzinie większe doświadczenie, gdyż pierwszą próbę wyposażenia swojego myśliwca w silnik gwiazdowy pojął jeszcze przed wojną).

Mikojan był przekonany, że celowe jest dalsze istnienie OKB, mimo braku bezpośredniej produkcji dla frontu: powinno ono być zachowane dla prac perspektywicznych. Zgodzono się z tym argumentami. Według podobnych zasad działały także grupy Suchoja, Botchowiłowa, Polikarpowa i innych. Oczywiście nie dysponowały one takimi możliwościami, jak zespoły zaopatrujące front (Jakowlew, Ławoczkin, Iłjaszyn, Pietłakow). Na decyzję wpłynął fakt, że działo się to już w 1942 r., po powstrzymaniu natarcia i po pierwszej, znaczącej, porażce Niemców w bitwie pod Moskwą. Śluszność decyzji pozostawienia OKB Mikojana potwierdzona została bezpośrednio po wojnie, gdy zespoły ten osiągały niekwestionowane pierwszeństwo w klasie samolotów myśliwskich.

Prace zespołu Mikojana i Guriewicza w okresie wojny szły w dwóch kierunkach. Po pierwsze ulepszano samoloty MiG-3 stopniowo, nie konsekwentnie wykorzystując nowe doświadczenia samoloty E oraz D). Po drugie zaś, ponieważ dalsze zwiększenie prędkości, wysokości lotu i siły uzbrojenia było niemożliwe przy zachowaniu rozmiarów i konstrukcji MiG-3, zbadowano serię myśliwców A – większych, cięższych niż poprzednie. Wyprobowano na nich m.in. silniki ze sprężarkami i kabiny hermetyczne. Nie obciążone produkcją seryjną biuro Mikojana mogło pozwolić sobie na większą swobodę pracy. Jakowlew i Ławoczkin ulepszali swoje myśliwce wprowadzając stopniowo drobne poprawki, np. szersze użycie metalu w konstrukcji płata, przeniesienie chwytów powietrza do nasady skrzydeł, schowanie chłodnicy oleju, zdjęcie masztu antenowego, wypadzenie pokrycia, uszczelnienie płatewca. Pozwoliło to nieprzerwanie rozwijać prototyp, aż do wykorzystania wszystkich możliwości. Wprowadzone w kolejnych wersjach zmiany były niewielkie, lecz w sumie dawały ciągle polepszanie osiągow. Mikojan na odmiast, nie pomijając i tych ulepszeń, mógł wykorzystywać jakościowo nowe rozwiązania. Po prostu mógł zaryzykować, że kolejny samolot będzie innowacyjny. Porażka także dawała doświadczenie, a nie groziła naruszeniem dostaw dla frontu.

W marcu 1942 r. Mikojana mianowano dyrektorem i głównym konstruktorem zakładu doświadczalnego. W kwietniu, po przeminięciu największego zagrożenia wojennego, OKB wróciło z ewakuacji do Moskwy, lecz nie do poprzednio zajmowanych pomieszczeń przy zakładzie nr 1. Nowe miejsce na przedmieściach Moskwy miało tę zaletę, że dawało zespołowi pełną samodzielność, z drugiej jednak strony wszystko trzeba było zaczynać od nowa. Konstruktorzy zasiedli tam jeden piętrowy budynek, hangar i kilka baraków. Cały zespół OKB liczył wówczas kilkadziesiąt osób i zmieszczał się w domku, który dziś niknie przy wybudowanych obok gmachach (zakład im. Mikojana nadal znajduje się w tym miejscu, oczywiście znacznie rozbudowany, gdyż jego zarogę stanowi wiele tysięcy ludzi).

Przy okazji powrotu z ewakuacji pracownicy OKB przeprowadzili niezwykłą inwentaryzację. Przetrzeźnili wiele gotowych detali i podzespołów wykonanych jeszcze w okresie produkcji seryjnej MiG-3 i wówczas nie wykorzystanych. Trzeba było je posortować, opisać, zbadać jakość, a następnie sprawdzić możliwość wykorzystania każdego elementu. W zakładzie doświadczalnym przy OKB wykonano brakujące elementy i zmontowano łącznie ok. 50 udatkowanych MiG-3 dla lotnictwa obrony powietrznej Moskwy. Wiele części przydało się do budowy pierwszych samolotów rodziny A. Łączna produkcja MiG-3 wyniosła 3322 sztuki (w pierwszej połowie 1941 r. – 1209, w drugiej połowie 1941 r. – 1811 i w 1942 r. – 302 szt.).

Niepowodzenie samolotu MiG-9M 82 nie przerwało prac OKB nad samolotem z silnikiem gwiazdowym. W lutym 1943 r. wystartował do pierwszego lotu myśliwiec I 211 (samolot E, inaczej MiG-9F). Wykorzystując doświadczenia zdobyte podczas prób MiG-9M 82



I-230

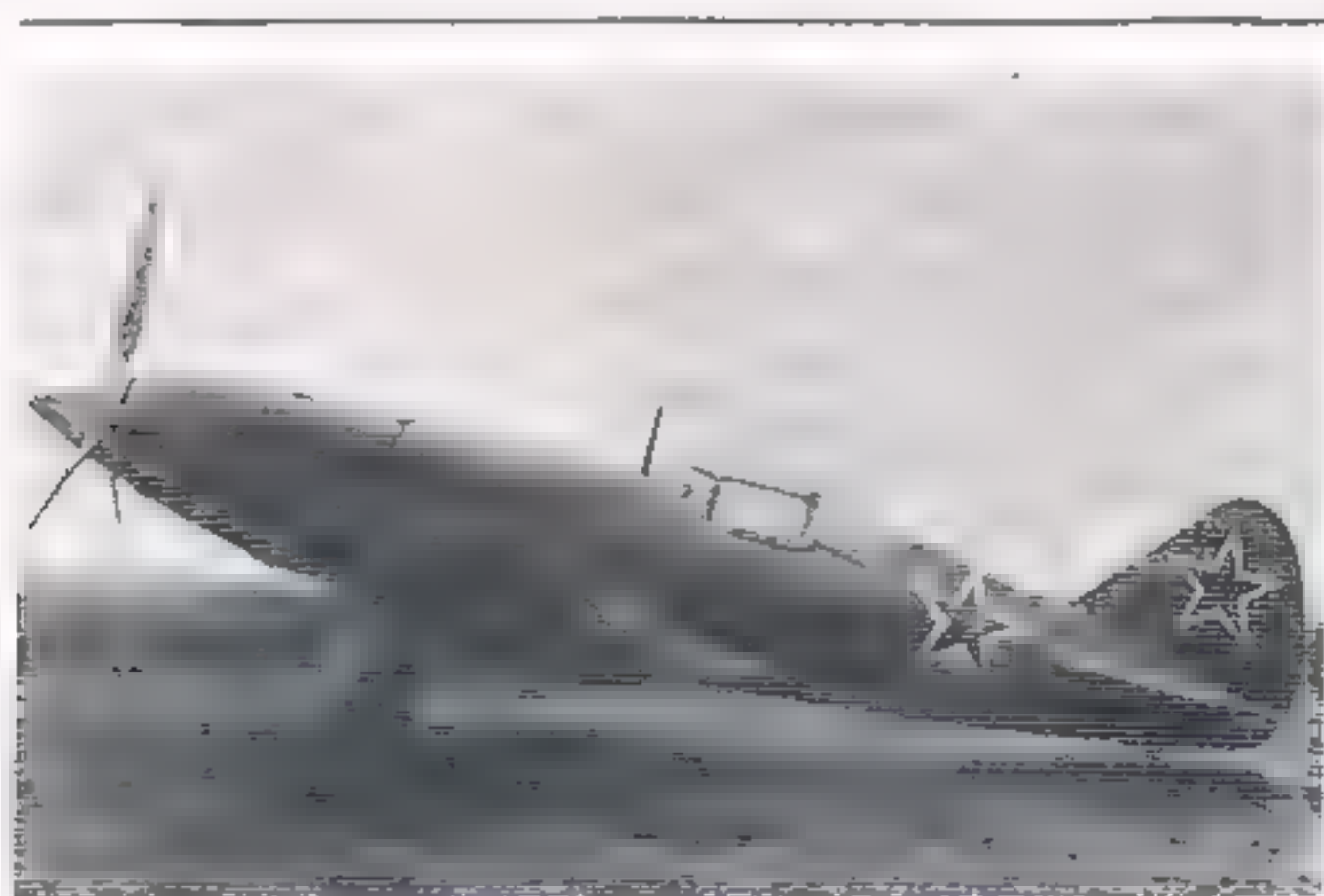
ulepszono jego aerodynamikę, starannie uszczelniono płatowiec, zmniejszono masę konstrukcji. Zastosowano także kolejny warian silnika AM-82 (ASz 82F) o większej mocy. Początkowo pierwszego lotu wykonanego przez Sawkina samolot charakteryzował się bardzo dobrymi osiąganiami (m.in. prędkość 670 km/h, pułap 11 300 m). Zaletą było także lepsze uzbrojenie składające się z dwóch działek SzWAK. Parametry samolotu odpowiadały a nawet przewyższały powstały nieco wcześniej w zespole Ławoczkiński Ła-5, jednak ważne okazało się właśnie to „nieco wcześniej”. Ła-5 był już produkowany seryjnie a I-230 zbudowano jedynie 10 egzemplarzy, które pomysłami przeszły próby wojskowe na froncie.

Bezpośrednim rozwinięciem MiG-3 był myśliwiec wysokościowy MiG-3U, od uliczniczyny i nazywany też I-230, lub samolot D. W literaturze oficjalnie niekiedy błędnie nazywa się go MiG-3D. Miał on spełniać te same zadania co MiG-3, ale podczas konstruowania uwzględniono już uwagi pilotów i mechaników z jednostek. Założeniem było maksymalne zbliżenie konstrukcji MiG-3U do seryjnego MiG-3, aby po ewentualnym podjęciu produkcji seryjnej wykorzystać części istniejącego oprzyrządowania. Pierwszym doświadczeniem wyniesionym z walk powietrznych było stwierdzenie niewystarczającej skuteczności karabinów maszynowych, szczególnie mniejszego kalibru, np. 7,62 mm. I-230 otrzymał już dwa zmontowane działka SzWAK kal. 20 mm, ułożone w górnej przedniej części kadłuba. Kadłub nie miał metalowej kratownicy, lecz był konstrukcją skotupową z drewna. Uprościło to znacznie technologię oraz zmniejszyło masę płatowca. Kolejnym żądaniem pilotów było poprawienie widoczności z kabiny. Konstruktorzy zwiększyli ostrość kabiny oraz wysunęli ją nieco bardziej poza obrys kadłuba. W konstrukcji skrzydła zastosowano rdzwar metalowy zamiast drewnianego. Wiele innych elementów ulepszono lub uproszczono. Kłopotem było znalezienie silnika do I-230, gdyż AM-35A już od końca 1941 r. nie był produkowany, pierwotnie zaplanowany AM-39 nie był jeszcze gotowy. Konstruktorzy musieli w swoim zakładzie doświadczalnym zrekonstruować siłnik z części AM-38F (jak wiadomo były one w wielu elementach identycznej). Taki kombinowany silnik okazał się o 40 kg cięższy niż AM-35A, mimo to I-230 podczas prób pomyślowych prowadzonych od 28 lipca do 6 sierpnia 1943 r. przez pilota doświadczalnego W. Chomiakowa

osiągnął prędkość 656 km/h. Zbudowano cztery egzemplarze przekazane w sierpniu 1943 r. do prob wojсковych w 1^o gwardyjskim pułku lotnictwa myśliwskiego walczącym w obronie Moskwy.

W tym samym czasie był już do dyspozycji silnik AM-39 o mocy startowej porównywalnej z mocą silnika M-82, a e przy tym węższy od niego i utrzymujący swoją moc także na dużych wysokościach. Możliwość wykorzystania silnika AM-39 pozwoliła wrócić do pierwotnej koncepcji. W 1943 r. Jurij Antipow oblatywał kolejny samolot serii D, oznaczony I-231 (nazwa 3D w literaturze czasem błędnie określany jako MiG-3DD). Jedynymi, oprócz silnika, różnicami w stosunku do I-230 (D) była inna antena radiostacji oraz nieco mżej opaszczone składek poziomy. Antipow osiągnął na I-231 prędkość 707 km/h na wysokości 7100 m. Mimo to produkcja seryjna I-231 nie mogła być uruchomiona, ponieważ silnik AM-39 był na razie dostępny w pojedynczych egzemplarzach.

Pod koniec 1942 r. rozpoczęto prace nad kolejnym prototypem, I-220. W stosunku do MiG-3 wprowadzono kilka istotnych zmian. Zwiększono o 80 cm rozpiętość skrzydeł i otrzymały one niewielki skłosek krawędzi natarcia. Zgodnie z doświadczeniami frontowymi uzbrojenie zwiększono do 4 działek 20 mm (po raz pierwszy w ZSRR). Konstruktorzy uznali za niezbędne przesunięcie co przodu kabiny pilota, co dawało lepszą widoczność oraz – dzięki umieszczeniu kabiny w środku ciężkości samolotu – zmniejszało przeciążenia działające na pilota podczas warki powietrznej. W celu staran poświęcono poprawie własności aerodynamicznych. Zamiast chłodnicy podkadłowej zastosowano dwie tunelowe wewnątrz cełdroplatu, z chwytami powietrza w jego przedniej krawędzi. Samolot I-220 (nazwa A lub MiG-11) opracowano z zamiarem wykorzystania silnika AM-39, a e bez większych kłopotów można było montować produkowany masowo silnik AM-38F. Nad ziemią AM-38F osiągał taką samą moc jak AM-39, jednak szybko zmniejszała się ona wraz ze zwiększaniem wysokości lotu. I egzemplarz I-220



I-231



I-220 z silnikiem AM-38F

z silnikiem AM-39 przeszedł próby fabryczne w lipcu i sierpniu 1943 r. a 29 sierpnia 1943 r. A. Żukow osiągnął na nim rekordową w ZSRR prędkość 697 km/h na wysokości 7800 m. W trakcie prób państwowych prowadzonych od 14 lipca 1944 r. nastąpiła awaria silnika. Przez pewien czas stosowano zastępczo silnik AM-37, a następnie zarzucono próby. Prototyp I-220 z silnikiem AM-38F oblatano w styczniu 1944 r. osiągając prędkość 652 km/h na wysokości 2600 m. Latali na nim Igor Szelest, Aleksiej Jakow i inni. W sumie I-220 z silnikiem AM-38F nie osiągnął nic nowego, zalety tej konstrukcji ujawniały się dopiero przy silniku AM-39. W połowie 1944 r. rozpatrywano możliwość uruchomienia jego produkcji seryjnej, jednak zrezygnowano z tego mimo że osiągi I-220 były lepsze niż osiągi samolotów myśliwskich walczących na froncie. Jak oraz La całkowicie odpowiadały wymaganiom walki z samolotami niemieckimi i były w stanie zapewnić panowanie w powietrzu.

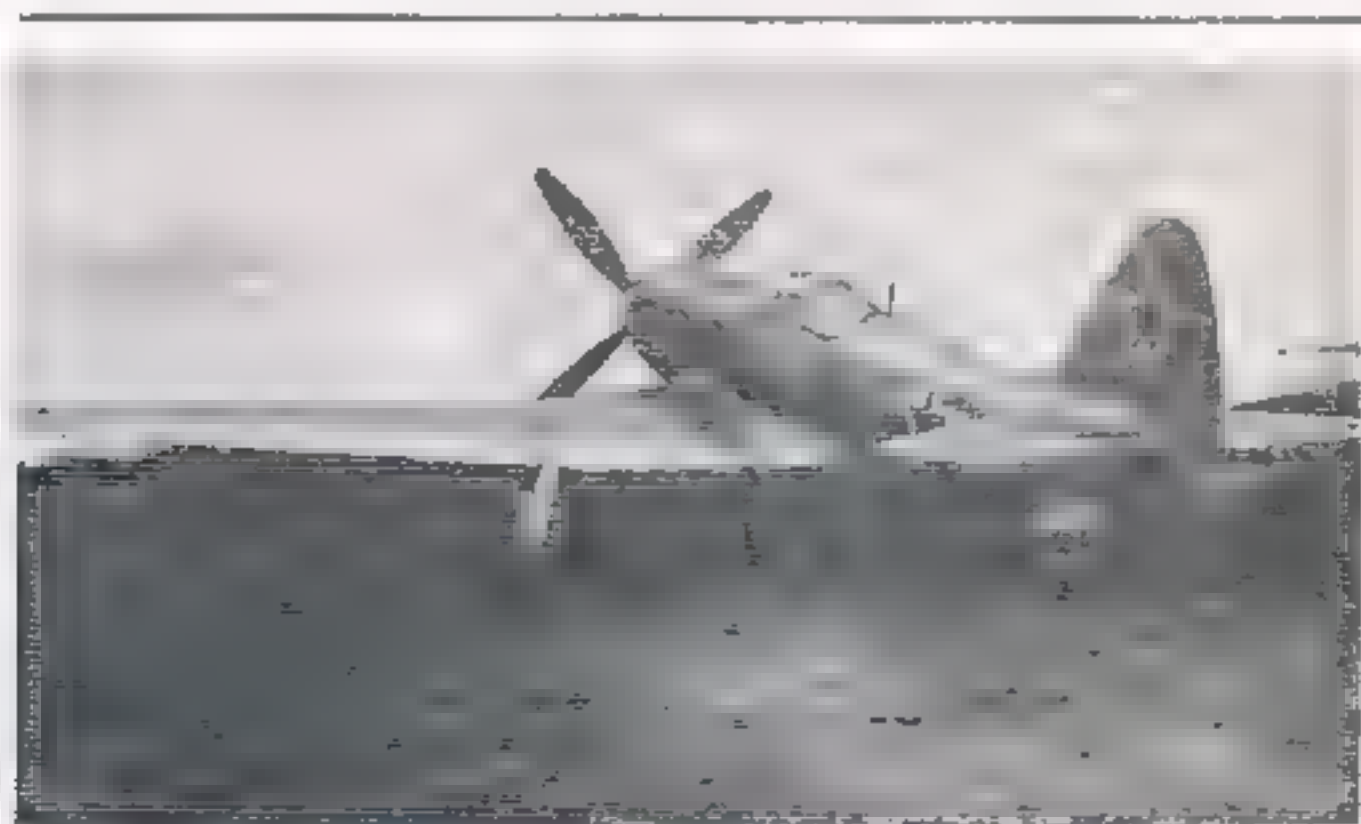
W roku 1943 nad radzieckimi miastami rozpoczęły loty niemieckie wysokościowe samoloty rozpoznawcze Ju 86P. Lecące na wysokości przekraczającej pułap seryjnych radzieckich myśliwców Niemcy fotografowali ważne obiekty przemysłowe, węzły komunikacyjne itp. Po przelotach Ju 86P nad Saratowem, Gierki Hitlerowcy dokonali ataków bombowych na te miasta. Przed obroną powietrzną, a w szczególności przed 6. korpusem lotnictwa myśliwskiego chroniącym Moskwę, stało ważne zadanie. Jakowlew i Mikojań otrzymali polecenie skonstruowania myśliwca zdolnego niszczyć cele powietrzne na wysokości 14 000 m. Problem był złożony. Samolot rozpoznawczy, z którego zdjęto wszystko co tylko można, nawet uzbrojenie, osiągał wysokość stopniowo, jeszcze nad swoim terytorium, leciał po prostej nie wykonując żadnych manewrów. Natomiast samolot myśliwski musiał osiągnąć olbrzymią wysokość w krótkim czasie, dobiec przeciwnika, zająć dogodną pozycję do ataku i mieć odpowiednio silne uzbrojenie. Mikojań wykonał to zadanie tworząc modyfikację samolotu A z wieloma nowatorskimi rozwiązaniami. W krótkim czasie powstał 2A (I-221). Przystosowując samolot do działań na wysokości 14 000 m wyposażono go w skrzydło o rozpiętości 13 m, a silnik – w celu utrzymania tak dużej mocy – otrzymał dwie sprężarki TK-3B (ich turbiny były napędzane gazami wylotowymi). Sprężarki służące do nadmuchu powietrza do cyandrow silnika AM-39A przygotował zespół Mikulina przy pomocy CIAM (Centralny Instytut Awiacyjno-ostrojenija). Dopracowanie nowego systemu i dopasowanie go do samolotu I-221 Artiom Mikojań powierzył młodym inżynierom, Rostisławowi Bielakowowi, którego pomysłowość, pracowitość i energia zwrociły

uwagę głównego konstruktora. W celu zrownoważenia zwiększonej masy jednostki napędowej musiano osłabić uzbrojenie samolotu: zamiast 4 działek w I-220, I-221 otrzymał 1 km 12,7 oraz 2 km 7,62 mm. Ostatecznie pod koniec 1943 r. samolot był gotów. Co prawda była bezpośrednia przyczyna, dla której go budowano, lecz I-221 był kolejnym ważnym krokiem w historii rozwoju przeciwytykającego samolotu myśliwskiego.

Jakowlew ze swoim zadaniem uporał się znacznie szybciej, budując w ciągu 3 tygodni samolot wysokościowy na podstawie serijnego Jak 9. Podczas jednego z wyłotów bojowych nowego Jak 9PD 2 lipca 1943 r. pilot Szotuchow zbliżył się do niemieckiego Ju 86P na wysokości 12 300 m, jednak zanim zdolał otworzyć ogień przeciwnik szybko odleciał na zachód. Od tego czasu loty wysokościowych samolotów rozpoznawczych nad ZSRR ustaly.

I-221 (2A) wystartował do pierwszego lotu 2 grudnia 1943 r. pilotowany przez P. Żurawłowa. Żurawłow nie był zawodowym pilotem, lecz młodym pilotem myśliwskim przybyłym bezpośrednio z jednostki wojskowej. Nie posiadał z doświadczenia konstrukcją wysokościowego myśliwca, nie wiedział, że promienie wydostające się od czasu do czasu ze sprężarki są zjawiskiem normalnym. Przekonany o pożarze samolotu, wyskoczył ze spadochronem.

Na kolejnym egzemplarzu, nazwanym I-222 (3A), po raz pierwszy wystartował Aleksiej Jakimow 7 maja 1944 r. 3A nie był prostym powtórzeniem 2A, jako pierwszy wśród samolotów Miokojana otrzymał kabinę hermetyczną, co wywarło ogromny wpływ na rozwiązanie problemów szczegółowych. Gdy samolot osiągał wysokość 8 kilometrów, gdzie powietrze jest bardzo rozrzedzone, ciśnienie wewnętrznie rozpręga kabinę z ogromną siłą. Warianty konstrukcji badano w komorach ciśnieniowych. Początkowo oszklenie kabiny rozlatywało się z olbrzymim hukiem. Później przestawiano je za pomocą szybkiej osadzania się pary utrudniającej widoczność. Wilgoć usunęto montując wentylatory nadmuchujące powietrze z zewnątrz, lecz to z kolei pogarszało wytrzymałość szkła ochronnego. Z owego głośno pękającym oszkleniem W ten sposób kłopot się zanikał. Z czasem wypracowano inne sposoby uszkożenia dwukrotnie

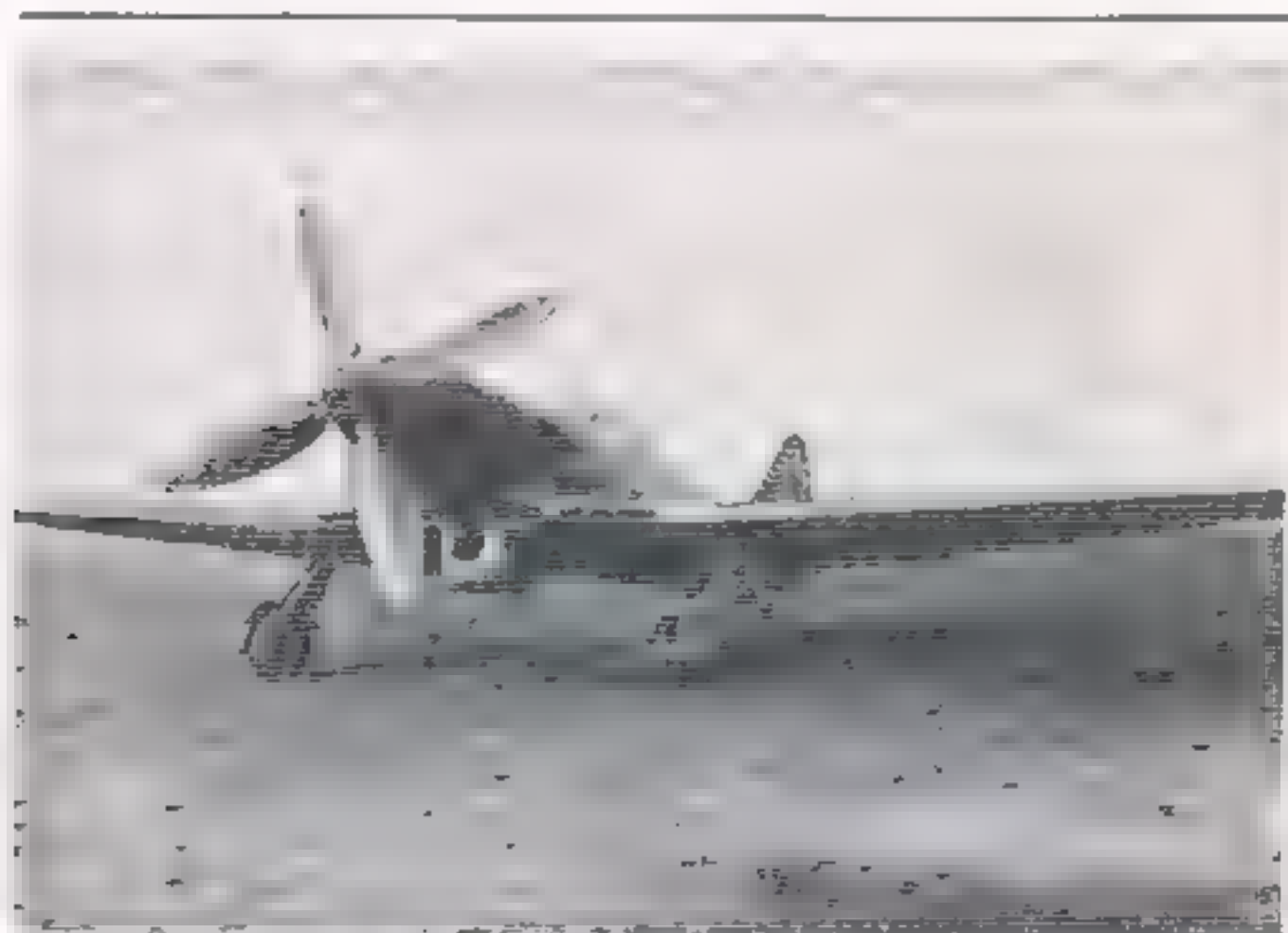


I-222

staranniejsze kierowanie strugami gorącego powietrza, wkładki higroskopijnej, kabina hermetyczna stała się zdolna do zastosowania na samolocie bezowym. W przerwie między stałą a ruchomą częścią osłony umieszczano gumowy wąż, który po napompowaniu dokładnie wypełniał szczelinę. Oprócz kabiny hermetycznej I-222 różnił się od swego poprzednika silnikiem AM-39B o znacznie większej mocy, z dwoma turbosprężarkami TK-2B, nowym czterolepatowym singlem Jakimow w czasie prób osiągnął bardzo dobre wyniki, prędkość 691 km/h, pułap 14 500 m, a trzeba przy tym pamiętać, że nie był to specjalnie budowany samolot rekordowy, lecz bojowy. W połowie 1944 r. uznano, że 3A (I-222) nadaje się do produkcji seryjnej jako wysokościowy myśliwiec przechwytyjący (przewidywano dla niego oznaczenie MiG-7). Bliski koniec wojny, a także mało prawdopodobne zagrożenie niemieckimi bombardowaniami z dużej wysokości, wstrzymały produkcję seryjną tego samolotu.

Nie zaprzestano jednak rozwoju samolotów myśliwskich serii A. Kolejnym doświadczeniem w pracy OKB stał się 4A (przy tym skorygowano oznaczenia z literą "I" dopasowując do oznaczenia "A" 4A nazwano inaczej I-224). Otrzymał on inny silnik – AM-39FB z nowocześniejszymi sprężarkami TK-300B oraz smugło z lepatami o niespotykanej dotąd szerokości 40 cm, znacznie skuteczniejszym, w rozrzedzonej atmosferze. W wyglądzie zewnętrznym najbardziej widoczne różnice między 4A oraz 3A to szerokie topaty smugła i znacznie większa chłodnica pod kadłubem samolotu. Próby w locie, które 4A przeszedł jesienią 1944 r. wykazały jego wysokie charakterystyki. Samolot ten oblatywał Igor Szelest i Aleksiej Jakimow. W kolejnym locie wskutek awarii sprężarki zapalił się silnik i Jakimow musiał opuścić samolot ze spadochronem. I-224 to ostatni z silnikiem tłokowym stratosferyczny samolot OKB Mikołajewa i Gurewicza.

Jednocześnie wytworzono kolejną modyfikację – 5A (I-225). Nie był to samolot wysokościowy, lecz zbliżony rozmiarami do I-220 frontowy samolot myśliwski. Kosztami palnymi,



I-224



1-25

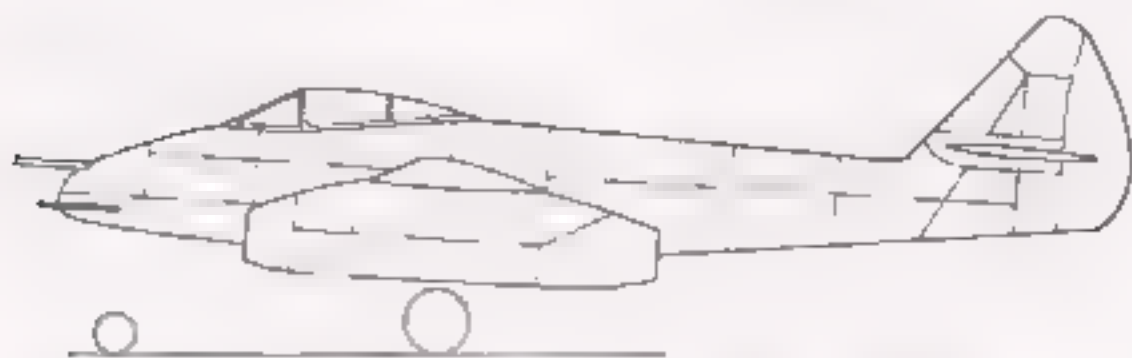
obniżonego w SA o 1500-2000 m w stosunku do poprzednich, poprawiono inne parametry, szczególnie prędkość. Wykorzystano przy tym wszystkie doświadczenia zdobyte podczas konstruowania rodziny samolotów A. Zastosowano silnik AM-42B o największej z dotychczasowych mocy startowej 1641 kW. Kariera samolotu SA nie była hermetyczna, czyli miała prostszą konstrukcję, tym samym polepszyła się widoczność. Podczas prób zakładowych I-225, rozpoczętych 14 marca 1945 r., uzyskano najlepszą prędkość dla samolotów MiG z silnikiem tłokowym, 726 km/h w ZSRR szybszy był tylko Jak-3WK 108 osiągający prędkość 745 km/h.

Samoloty A stanowiły na wyższym szczeblu zespół Mikołajana i Grieciewicza w klasie samolotów myśliwskich o napędzie tłokowym. Na nich właśnie, po raz pierwszy w ZSRR, umieszczono uzbrojenie składające się z 4 działek i karabinu hermetyczną. Zrealizowano ideę wykorzystania energii gazów wyciekających z silnika do zwiększenia ciągu (zapropozował ją Mikołajow, Gleb Łezino-Łozinski). W samolotach 2A-3A oraz 4A służyła ona do napędu sprężarek TK-2B i TK-300B, a w samolocie SA siłę odrzutu wykorzystano bezpośrednio. Drobniejsze nowości to wahaczowe zawieszenie koł podwozia, miękkie zbiorniki paliwa i podnóże tunelowe w skrzydłach. Do granic możliwości doprowadzono aerodynamikę samolotu. Tym samym zespół tworzył fundament swoich przyszłych sukcesów w erze odrzutowego.

Pod koniec II wojny światowej, prędkość lotu samolotów myśliwskich przekroczyła 700 km/h, jednak dalsze jej zwiększanie napotykało kilka ograniczeń. Wraz ze zbliżaniem się do prędkości dźwięku, zwiększał się opór samolotu, zmniejszała się sprawność smigła. Policzono, że do osiągnięcia prędkości 1000 km/h potrzebny jest silnik o mocy 7500–9000 kW. Silnik tłokowy o takiej mocy musiałby ważyć 5–6 ton, czyli niemal dwa razy więcej niż samolot myśliwski tych lat. Jasne stało się, że potrzebny jest całkowicie nowy rodzaj napędu.

Potrzeba ta trafiła na przygotowany grunt. Od początku XX wieku jest oczywiście pomysł zabawy starożytnych Chinczyków z rakietaми prochowymi i w licznych krajach trwały prace teoretyczne i doświadczalne nad zbudowaniem silnika pracującego wg zasady odrzutu. Jako pierwsze opracowano silniki rakielowe, prostsze w budowie i użyciu, mające jednak zasadniczą wadę: spalanie olbrzymich ilości paliwa. Pracowano nad silnikami strumieniowymi pulsacyjnymi, aż ostatecznie podjęto budowę silnika turbodrzutowego. W Wielkiej Brytanii pod koniec 1940 r. zbudowano samolot Gloster G 40 Squirt z silnikiem Whittle'a, jednak z powodu zbyt małego ciągu nie oderwał się on od ziemi. Dopiero w 1941 r. nowa wersja silnika pozwoliła osiągnąć na G 40 prędkość 480 km/h. Po intensywnych pracach powstał seryjny samolot Gloster G 41A (Meteor F Mk I), który skierowano do działań wojennych w połowie 1944 r. Brytyjczycy dokonali znacznego postępu w dziedzinie silników turbodrzutowych i w pierwszych latach powojennych duża część samolotów odrzutowych budowanych na świecie miała silniki brytyjskie lub wzorowane na nich. Tak było np. w Stanach Zjednoczonych, gdzie do czasu sprowadzenia kilku typów silników Whittle'a nie działo się w tej dziedzinie nic. Na podstawie angielskich silników produkowanych na licencji przez firmę „General Electric” powstał pod koniec 1942 r. pierwszy odrzutowiec amerykański P-59 Airacomet. Pierwszym bojowym seryjnym samolotem odrzutowym w USA był P-80A Shooting Star, produkowany od grudnia 1945 r. Od roku 1939 nad silnikami odrzutowymi pracowała we Francji firma „Rateau”. Myślano o silniku odrzutowym i w Polsce, jednak rezultaty prac podjętych w latach trzydziestych, były proporcjonalne do przeznaczonych środków, a więc bardzo skromne.

Po drugiej stronie frontu, w państwach Osi, czołowe miejsce w tej dziedzinie zajmowali Niemcy. Przeznaczyli oni olbrzymie środki na rozwój lotniczej techniki odrzutowej i rakiet bojowych. W przeciwieństwie do innych państw zachodnich dysponował rozwiniętą bazą eksperymentalną i już od dawna prowadził prace teoretyczne. Pierwszy niemiecki silnik



Projekt pierwszego samolotu odrzutowego MiG z silnikami pod płatem

odrzutowy HeS I skonstruował von Ohain w roku 1936, jednak jego koncepcja nie była praktyczna. Kolejny silnik HeS 3B stał się napęd pierwszego w świecie samolotu turboodrzutowego He 178V-1 oblatanego 27 sierpnia 1939 r. Pierwszymi odrzutowcami seryjnymi były Me 262A-1 Schwabe, które weszły do działań bojowych w połowie 1944 r. W Japonii korzystano przede wszystkim z doświadczeń niemieckich. Pewne próby podjęła też Włosi, jednak z mizernymi rezultatami.

Sytuacja w Związku Radzieckim była podobna, i jednocześnie odmienna od panującej na Zachodzie. Podobna, bo prace teoretyczne i doświadczalne nad silnikami odrzutowymi rozpoczęto na długo przed wojną. Odmienna, gdyż w obliczu wymagań wojny uległy one siłom ograniczenia. Na przełomie lat dwudziestych i trzydziestych idea napędu odrzutowego zyskała w kraju głównie dzięki entuzjastom. Ich ojcem duchowym był Konstanty Ciolkowski, który jeszcze w 1903 r. opublikował fundamentalne dzieło teoretyczne „Badanie przestrzeni aparaturami odrzutowymi”. W roku 1930 w kolejnej pracy „Aeroplan odrzutowy”, pokazał zalety takiego samolotu w porównaniu z samolotem z silnikiem tłokowym, a także przedstawił prognozę, że era aeroplanów śmigłowych zastąpi era aeroplanów odrzutowych.

Podstawy teorii silników odrzutowych różnych rodzajów sformułował w 1929 r. niezwykle zdolny inżynier i matematyk Boris Sierczuk. Jego praca „Teoria silników odrzutowych” była pierwszym w świecie dziełem w tej dziedzinie. Wiele uwagi poświęcono silnikom rakietowym, co stało się podstawą późniejszych osiągnięć Związku Radzieckiego w dziedzinie techniki rakietowej i kosmicznej. Pod koniec lat trzydziestych Siergiej Kornow zbudował rakietoplan RP-318, oblatany 28 lutego 1940 r. przez Fiodorowa. 25 stycznia 1940 r. oblatano tłokowy myśliwiec I-15bis z podwieszonym pod płatem dwoma silnikami strumieniowymi DM-2, stanowiącymi napęd dodatkowy. Najbardziej perspektywiczna okazała się działalność pracownika Charkowskiego Instytutu Lotniczego Archipa Łuiki. Od 1932 r. zajmował się on turbinami dla lotnictwa. Najpierw chciał zbudować silnik parowy do samolotu, jednak eksperymenty i obliczenia dowodziły niewłaściwego kierunku pracy. Kolejnym etapem było zaprojektowanie turbiny gazowej napędzającej śmigło, ale w tym czasie stało się jasne, że samo śmigło jest istotną przeszkodą w osiągnięciu dużych prędkości. Łuka doszedł wówczas do wniosku, że trzeba zrobić krok naprzód i usunąć z tej konstrukcji śmigło. W 1936 r. na desce kreślarskiej młodego konstruktora pojawił się plan silnika turboodrzutowego. Realizacja projektu nie była prosta. Największą

Ciolkowski K. „Badanie przestrzeni aparaturami odrzutowymi” w: *Prace naukowe i techniczne, 1903-1933*. Zbiór dzieł i pism o lotnictwie i kosmonautyce. T. 37, Moskwa 1973, s. 35.

barierę stanowiły trudności technologiczne. Brak metali mogących wytrzymać temperaturę 1000 °C, nie odpowiadający wymaganiom poziom obróbki metali na turbinę. Pokonać też trzeba było sceptycyzm otoczenia. W 1937 r. w Zakładzie im. Karowa w Leningradzie Łułka przystąpił do realizacji swojej idei. Na początku 1941 roku gotowych było 300 elementów silnika, nazywanego RD-1, od nieaktywny dwigatela, a najważniejsze z nich (turbina, komora spalania, sprężarka osiowa) przechodziły próby na stanowisku doświadczalnym.

Jednak wybuch wojny na Niemcy dotarł pod Leningrad, artyleria ostrzelała zakład im. Karowa. Ukrywając plany części silnika Łułka wraz z grupą współpracowników ewakuował się za Ural, gdzie pracował nad aktualnie bardziej potrzebnymi silnikami czolgowymi. Wybuch wojny radykalnie zmienił sytuację w dziedzinie nowych napędów dla lotnictwa. Po obu stronach frontu przyjęto dwie różne drogi. Niemcy skupili się skoncentrować na poszukiwaniu nowych, „ciężkich” broni, dzięki czemu w niektórych dziedzinach technik poszła się daleko naprzód. Jednak efekty życia na polu walki nowych systemów (V-1, V-2 samoloty odrzutowe Me 163 oraz Me 262, kierowane rakiety przeciwlotnicze itp.) były niewspółmierne male w stosunku do poniesionych nakładów.

W Związku Radzieckim słusznie stwierdzono, że w trakcie wojny wprowadzenie do produkcji seryjnej, a następnie do uzbrojenia jednostek całkowicie nowych rodzajów broni jest niezwykle trudne, potrwa kilka lat, absorbując spora część przemysłu zbrojeniowego. Lepsze rezultaty powinna dać modernizacja istniejących rodzajów uzbrojenia. Związek Radziecki zadowolony był z tej dobrej sytuacji, że podstawowe typy samolotów niemieckie były o kilka lat starsze niż radzieckie – możliwości ich modernizacji były na wyczerpaniu. Dlatego w ZSRR większość sił przeznaczono dla frontu, jedynie niewielką ich część poświęcając uzbrojeniu perspektywicznemu. W zakresie nowych typów samolotów najprostsze było zbudowanie myśliwca rakietowego. Konstruktorzy Biereziński i Saew podjęli takie zadanie i pierwszy bojowy samolot rakietowy BI powstał pod koniec 1941 r. 15 maja 1942 r. na niewielkim lotnisku pod Swierdłowskimi (Czerwonobachczwanisz) wystartował do pierwszego lotu. Samolot szybko osiągnął wysokość 1000 m, wykonał krąg nad miastem i wykładował. Niedługo później powstały dalsze jego warianty, jednak do produkcji seryjnej BI nie doszło, głównie ze względu na mały zasięg samolotu oraz nie wyśmienłą katastrofę przy próbie osiągnięcia prędkości maksymalnej. Podobnymi konstrukcjami zajmowali się także Polikarpow, Tichoniarow i inni. Gdy nadszedł najgroźniejszy okres wojny, postanowiono przeznaczyć większe środki na rozwiązanie problemu samolotu odrzutowego. 18 sierpnia 1944 r. Państwowy Komitet Obrony postanowił zorganizować instytut naukowy NIITad Naukowo-Issledowatelskij, Instytut skupiający wszystkich konstruktorów zajmujących się dotychczas tym tematem. Jednocześnie polecił wszystkim w ciągu miesiąca przedstawić konkretne propozycje dotyczące budowy silników i samolotów odrzutowych. Na kolejnym posiedzeniu 22 maja 1944 r. przyjęto program tworzenia lotnictwa odrzutowego. Konstruktorzy Łułka i Uwarow otrzymali zadanie zbudować silnik turboodrzutowy. Gluszkow, Duszkin i Isajew zajęli się silnikami rakietowymi. Konstruktorzy samolotów Jakowlew, Lawoczkina, Suchoj i Mikojan mieli budować samoloty myśliwskie z tymi silnikami. W ramach tego programu wykorzystano silnik rakietowy Griszki RD 10B/ jako przyspieszacz na samolotach Jak 3, La 7, Pe 2, Su 6 i Su 7. Powstał samolot Su 5 o napędzie kombinowanym. Zespół Mikojana opracował analogiczną do Su 5 konstrukcję I 250 (samolot NI, a nieco później myśliwiec przeciwytyłowy I 270 (samolot Ż) z silnikiem rakietowym.

Zespół Mikojana podjął temat samolotu odrzutowego na początku 1944 r. Pierwszy projekt wykorzystywał doświadczenia z myśliwcem BI, jednak pomysł ten konstruktorzy szybko odrzucili. W marcu 1944 r. gdy dobiegały końca prace nad samolotami serii A, biuro Mikojana rozpoczęło projektowanie kolejnego myśliwca – I 250 – NI, tym razem z kombinowanym zespo-

lem napędowym. Było to rozwiązanie kompromisowe łączące w sobie technikę przeszłości i przyszłości. W części przedniej samolotu znajdował się silnik tłokowy WK-107A napędzający śmigło, a jednocześnie przekazujący część mocy do uruchamiania sprężarki będącej elementem umieszczonego z tyłu silnika odrzutowego. Powietrze pobrane z wlotu znajdującego się pod kołpakiem śmigła było sprężane i przechodziło do komory spalania. Po wtrysnięciu paliwa i jego spalaniu tworzył się dodatkowy ciąg. Komora silnika odrzutowego miała dyszę wyłotową o regulowane powierzechu przekroju poprzecznego. Pomocniczy silnik odrzutowy tworzyła grupa konstruktorów kierowana przez Chłószczewnikowa i Abramowicza (Gennich Abramowicz miał w tej dziedzinie pewne doświadczenie gdyż projekt samolotu o kombinowanym napędzie opracowywał już w roku 1940). Budowanie silnika do I-250 zakończył zespół Kamowa, konstruktor WK-107A (zależność nazwano WK-107R). Z powodów nie wypowowego układu napędowego I-250 nazywany jest czasem „po-odrzutowcem” lub nawet żartobliwie „ładką do samolotu odrzutowego”. Oczywiście dodanie silnika odrzutowego zwiększyło masę samolotu, wzrosł opór aerodynamiczny, kanały prowadzące powietrze z wlotu do silnika powodowały opory wewnętrzne. Z tego powodu I-250 przy wyłączonym przyspieszaczu miał gorsze osiągi niż inne samoloty myśliwskie.

Lecz nie w samym silniku leżał problem. Jeden ze współpracowników Mikołaj pisał w gazecie zakładowej „Istriebitel”:

„Przystępujemy teraz do pracy nad nowym obiektem nowego typu. Przechodzimy do nowych prędkości stosujemy nowe materiały i urządzenia musimy przemyśleć nowe rozwiązania konstrukcyjne nowe urządzenia jakich nie robiliśmy dotychczas. Z idącymś odcie przed nami jest trudne ale zaszczytne. Wprowadzimy nową drogę, która pozwoli nam przejść do wielkoseryjowego rzędu o osiągnięciu których nie możemy dotąd nawet myśleć.”

W celu uwagi konstruktorów samoloty były testowane z samolotem przy dużej prędkości (np. 800 km/h). Długożegnal Bacheziwandzi po kilku udanych lotach na BI-1 próbując osiągnąć prędkość maksymalną. Mikołaj nie wiedział wówczas o tym, ale podobne zagadkowe katastrofy następowały w wielu krajach w których podejmowano próby zbliżenia się do bariery dźwięku. W I-250 zrobiono wszystko w celu osiągnięcia dużej prędkości. Przede wszystkim aby zmniejszyć opór skrzydłom nadano im wielką rozpiętość, a także specjalny ciętki kształt. W celu poprawy efektywności otok oraz zapobiegnięcia oderwaniu się strug powietrza od brzości wycięto w profilu zwiększając się ku końcom płata. Mała średnica śmigła zwiększała jego sprawność podczas dużych prędkości. Dyktamentem konstruktorów było też, jaki postawić przed sobą cel główny. Czy nowy samolot ma być konstrukcją eksperymentalną latającym w laboratorium do zrobienia jego drzewa silnika czy też samolotem na potrzeby sił powietrznych. Czy to raz, pełnowartościowym samolotem bojowym? Drugie było znacznie bardziej ambitne i też trudniejsze – ryzykowne. Mikołaj i Gurniewicz całą wojnę zajęli tylko samolotami doświadczalnymi bardzo cennie dając otwarcie wojskowemu nowoczesny serwy samolotowski. Ostatecznie po rozważeniu wszystkich argumentów zdecydował się na ambitniejsze zadanie. Nowy myśliwiec powstawał w szybkim tempie. Projekt wstępny był już gotowy 28 marca 1944 r. drewniana makleta 16 października, a 30 listopada – pełny komplet rysunków technicznych do wykonania prototypu.

Do pierwszego lotu na pierwszym egzemplarzu I-250-01 (pomalowanym na białe) zwanym Bura nie wystartował 3 marca 1945 r. pilot doświadczalny Aleksandr Diejew. Wszystko przebiegało zgodnie z zakazanym programem prób i w trzecim locie Diejew po raz pierwszy włączył odrzutowy przyspieszacz. W kolejnych dniach poprawiono statecznik pionowy



I-250-01

zwiększając jego powierzchnię. Z niecierpliwością i jednocześnie obawą czekało na przekroczenie prędkości 800 km/h. Nastąpiło to 23 maja 1945 r. I-250 jako pierwszy samolot w ZSRR osiągnął prędkość 825 km/h na wysokości 7800 m. W całym zespole zapanała wielka radość. Mikojań podarował Diejewowi swój zdobyczny samochód osobowy. Wpływ dodatkowego silnika na osiągi był znaczący – bez przyspieszacza I-250 osiągał 677 km/h. Analogiczny samolot Siergieja Su-5 z takim samym silnikiem WK-107R wystartował w miesiąc później i osiągał prędkość 815 km/h. Niestety, rekordowy lot był przedostatnim w życiu Diejewa. W kolejnej próbie samolot leciał z dużą prędkością na wysokości 2500 m, gdy odłamała się połowa statecznika pionowego. Diejew wyskoczył ze spadochronem, zdążył go jeszcze otworzyć, lecz wysokość była już zbyt mała. Był to nad lotniskiem Chodynka w miejscu, które dzisiejszymi miarą w centrum Moskwy, nieopodal stacji metra „Aeropor”. Mikojań mocno przeżył śmierć Diejewa. Wtedy to postanowił uczcić pamięć pilotów doświadczalnych po egipsku na jego samolotach pomnikiem na terenie zakładu.

Ofiar w niebezpiecznym zawodzie pilota doświadczanego nie można uniknąć całkowicie, ale można starać się ograniczyć do minimum ryzyko eksperymentu. Dlatego też wypadek Diejewa skrupulatnie analizowano. Jeszcze trwały loty I-250-01, gdy zbudowano kolejny egzemplarz ze wzmocnionym i nieco powiększonym usterzeniem oraz innym mechanizmem wciągania kołka ogonowego. Oblatywał go Aleksiej Jakimow. Przed pierwszym startem w zespole konstrukcyjnym dało się odczuć napięcie. Na lotnisko przyjechał Mikojań. Jakimow ledwie oderwawszy się od ziemi, czym prędzej lądował – samolot był niestabilny. Tajemniczy defekt znaleziono szybko – wada ponownie była w usterzeniu. Tym razem popełniono błąd w montażu statecznika pionowego (wina za to spada jednak na konstruktorów, gdyż sposób połączenia nie został w dokumentacji jednoznacznie określony). Usterkę szybko usunęto – po kilku dniach Jakimow ponownie podjął loty. I-250-02 był malowany na kolor ciemnoniebieski z dwoma żółtymi paskami z boku przedniej części kadłuba, a nazywano go „Niebieska ponczocha”.

Próby I-250 trwały łącznie 3 miesiące, potwierdziły osiągi założone przez konstruktorów i w drugiej połowie 1945 r. została zbudowana niewielka seria 50 szt. Na początku 1946 r.

przekazano je do prób wojskowych w lotnictwie morskim Floty Bałtyckiej i Pomocnej, gdzie służyły do 1950 r. Seryjne I-250 oznaczane też MiG-13 były nieco cięższe od doświadczalnych, co spowodowało wydłużenie rozbiegu i dobiegu, miały większą pojemność zbiorników paliwa, zmienioną osłonę silnika oraz inaczej umieszczoną antenę radiostacji. Istotną zmianą było wzmocnienie uzbrojenia. Przedseryjne I-250 miały jedno działko strzelające przez piastę śmigła i dwa zsynchronizowane km 12,7 mm po bokach kadłuba, natomiast samoloty MiG-13 miały już 3, a później nawet 4, działka kalibru 20 mm. Na jednym z egzemplarzy seryjnych przekonstruowano chwyt powietrza, przenosząc go na bok kadłuba.

Nie spełniły się nadzieje Mikołajana na sukces I-250. Był to oczywiście samolot dobry, prędkością niemal dorównywał ówczesnym zagranicznym odrzutowcom, a zasięgiem je przewyższał. Ale czas upływał bardzo szybko, zanim I-250 został przygotowany do produkcji seryjnej, stał się już przestarzały. Od początku 1945 r. trwały intensywne prace nad pierwszymi radzieckimi samolotami z silnikami turbopodrztowymi.

Jeszcze w 1944 r. niewielka grupa współpracowników Mikołajana, kierowana przez Łozino Łozńskiego, zajęła się silnikiem pulsacyjnym (paliwo jest w nim spalane porcjami, a w związku z tym sama energia nie jest stała – lecz pulsuje). Mimo wziętych z nim wieloletnich, silnik pulsacyjny okazał się nieprzydatny do samolotu bojowego.

Konstruktorzy wiele czasu poświęcali analizowaniu najbardziej korzystnych układów samolotów odrzutowych, a efektem tego był zupełnie nietypowy dla OKB Mikołajana i Gurniewicza samolot eksperymentalny „Utkan” (kaczka). Tradycyjne umieszczenie silnika w przedniej części kadłuba nie było odpowiednie dla samolotów odrzutowych – gazy wydechowe musiałyby opływać płatowiec. Najkorzystniejsze byłoby usytuowanie silnika w tyle, ale to z kolei naruszałoby wyważenie samolotu. Mikołajan znalazł wyjście na prostsze – wszystko pozostawić na swoim miejscu,



„Utkan” w jednym z przejściowych układów – stałe sloty na skrzydłach, usterzenie pionowe w środku skrzydeł, ale jeszcze nie nachylone do wewnątrz.

ale zmienić kierunek lotu. Tak powstał projekt samolotu z uszczerkiem z przodu, czyli tzw. kaczką. Jego budowę prowadzono poza planem, bez żadnego zamówienia, pieniędzy z zewnątrz. Była ona inicjatywą powstałą w OKB i realizowaną na wykorzystując własne rezerwy. W trakcie projektowania okazało się, że choć schemat „kaczki” jest najstarszy w lotnictwie i „kaczka” był przecież samolot braci Wright, to jest praktycznie nieznanym konstruktorzy przeszli całą dostępną literaturę krajową i zagraniczną, ale nie znaleźli poważnych opracowań przedstawiających ten układ w świecie współczesnych osiągnięć nauki i techniki lotniczej. Wybrawszy najlepszy warian i zbudował model poddany badaniom w tunelu aerodynamicznym. Następnie w zakładzie produkcyjnym przy OKB powstał nowy samolot. Wykonano go w formie lekkiej konstrukcji eksperymentalnej z silnikiem bokowym napędzającym smugło porażającą. Oprócz ogólnego układu w „Lte” było też kilka innych nowości: skosne skrzydło (po raz pierwszy w ZSRR), trójkątowe podwozie z kołem przednim (po raz pierwszy u Mikojana), Celem budowy samolotu „Ltk” było sprawdzenie stateczności i sterowności samolotów tej klasy, przebadanie skrzydła skosnego, szczególnie przy małych prędkościach i podczas startu i lądowania. Samolot pełniący rolę modela umieszczony w badaniach wpływa na skrzydło strugi powietrza ochodzącej do smugła, co ma duże znaczenie w przypadku samolotów z systemem odrzutowym. „Ltk” nazywano także MiG-8, wyglądała bardzo nietypowo. Mikojan zarzekał kiedyś na spotkaniu z dziennikarzami, że pewnego razu wartownik na lotnisku nie pozwolił przelatywać samolotem, gdyż „ostraka” nie przewiduje startu tyłem do przodu”.

Pierwsze loty na MiG-8 wykonał pod koniec 1945 r. jeden z najbardziej talentowanych pilotów doświadczalnych Aleksandr Zakow, zaraz po nim zaś serentusywy i Aleksiej Grinczik, Iwan Iwaszczenko i inni. Konstruktorzy przykładali wiele uwagi do prób „Ltk”. A samolotek zaczął kaprysisz od początku. Powstały drgania podwozia, klucze, znowa nie można było znieść. Dopiero później okazało się, że winna była przednie koło. Po dokonaniu jego przerobienia drgania ustąpiły. Normalnie stosowaną metodą podczas badań w tunelu aerodynamicznym było w tych czasach przyczepianie do powierzchni samolotu krótkich wstążek pokazujących kierunek przepływu strugi powietrza. Na „Lte” tasienki wykorzystano również podczas normalnych lotów. Wygląd samolotu był wtedy niecodzienny, przypominał on jednak sylwetkę astycznego żywego ptaka.

„Ltkę” zbucowano tylko w jednym przypadku, a to za tym, że on wie okrotnie przeładowany. W swej pierwotnej postaci miał zasterzenie pionowe w kształcie owocu trójkątnej płyty na końcach skrzydeł oraz ze składowymi i czterech „smugami” i krawędzi natarcia. Już po pierwszym locie uznano za potrzebne przesunięcie uszczerka pionowego z końca skrzydeł na połowę ich długości oraz usunięcie czterech smugów. Następnie okazało się, że samolot ma niewystarczającą stateczność podłużną, a także nadmierając stateczność poprzeczną. W celu skorygowania tych parametrów skrzydłom nadano wzrosty, a zasterzenie pionowe nachyleno o 10° do wewnątrz. W trakcie kolejnych zmian powiększono ujemny wzrost skrzydeł do 20° oraz lekko przygięto w dolnych końcówki. Niektóre loty próby prowadzone były także ze zwiększonym obciążeniem koł podwozia czołowego, podwozie MiG-8 było słabe. Pewną trudność sprawiło chłodzenie silnika obciążonego na ożabienie „abiegającym z przodu” powierzeniem, którego w „Lte” nie było. Konstruktorzy musieli wykonać oddzielne chwytaki powierzenia do chłodzenia poszczególnych cylindrów silnika, a także obciążenie silnika.

W protokole po zakończeniu prób zakładowych „Ltk” pod koniec lata 1946 r. stwierdzono, że ma ona dobre własności w locie z małą prędkością. W szczególności wprowadzenie samolotu w korkociąg było „zwykłe” trudne, a wychodzenie z niego samo wystarczało, by pilot pasc i sterować. Zgubiona „Ltk” miała więcej wad, niż zalet, było asurów, brak stateczności podłużnej. Aby temu zapobiec należało powiększyć zasterzenie pionowe do olbrzymich wartości, a także rozmiarów, którą wada układu „kaczka” okazała się niewiele dopuszczalną zakres zmian środka



I-270

szkose. Oczywiście stwierdzenie, że czegoś nie da się zrobić, jest również cennym dowiedzeniem. Układ „kaczka” został zarzucony, a konstruktorzy poszli inną drogą. Niektóre rezultaty badań „Lika” przetrwały, podczas projektowania skośnego skrzydła późniejszego samolotu myśliwskiego MiG-15. MiG-8 był jeszcze przez kilka lat użytkowany w zespole M. Kojana jako samolot dyspozycyjny i wykazał się przy tym prostotą użytkowania, niezawodnością, dobrymi właściwościami lotnymi.

Koleptą konstrukcją M. Kojana i Gurtiewicza umożliwił dwukomorowy silnik rakietowy na paliwo ciekłe RD-2M-3W, opracowany przez Duszkina i Isajewa. Nowy samolot traktowano jako eksperymentalny myśliwiec przechwytyjący, mając pełną świadomość, że droga ta nie doprowadzi do powstania seryjnego samolotu bojowego. Konstruktorzy rozumieć też bezpieczeństwo związane z taką „atającą bombą”, jednak w roku 1946 nie było innego sposobu osiągnięcia bardzo dużych prędkości i wysokości lotu. Silnik RD-2M-3W spalał naftę, a utleniaczem był kwas azotowy. Łączna kadłub nowego I-270, masyjny samolot, zmieszczał 2120 kg paliwa, co stanowiło ponad połowę masy startowej, a mimo to czas pracy silnika wynosił jedynie kilka minut. Przy pełnym ciągu silnika I-270 mógł osiągać prędkość do 1000 km/h oraz pułap 18 000 m. Pierwszy projekt I-270 miał skrzydła skośne, jednak na dwóch zbudowanych egzemplarzach zastosowano cienkie skrzydła trapezowe. Usterzenie wysokości było skośne, umieszczone na szelaku pionowym. Nowość stanowiło również trójkątowe wtarganie podwozie z kołem przednim. I-270 został oblatany przez Wiktora Jaganowa latem 1947 r. Niestety, w trakcie prób pierwszy egzemplarz uległ uszkodzeniu z przyczyn niezależnych od konstrukcji samolotu. Później wykonano także wariant ze skrzydłami skośnymi, jednak nie wyposażono go w silnik, przechodząc próby jako szybowiec włączony za samolotem.

W czasie gdy trwały próby samolotów I-250 „Lika” oraz I-270, zespół M. Kojana przystąpił w lutym 1945 r. do opracowania samolotu taranowego. Największą trudnością

był brak sił kadrowych. Prace konstruktorów radzieckich, mimo ich przyspieszenia od lutego 1944 r. były jeszcze dalekie od realizacji. W tej sytuacji jedynym wyjściem stało się wykorzystanie konstrukcji zdobycznych. Późną jesienią 1944 r. na jednym z lotnisk zdobytych przez armię radziecką zwrócono uszkodzony Me 262. Niemiecki pilot iadował bez podwozia i kadłubem przeorui pole. Ona podskrzydłowe silniki były zapchane ziemią. Służba zdobyczy wojennej dostarczyła samolot do NII WWS (Naukowo-Issledowatel'skij Institut Wojenno-Wozdusnych Sił, gdzie po zmuńrni remoncie powierzony go Andriejowi Koczetkowowi (lotnictwo odrzutowe nie było mu całkowicie obce). Koczetkow w czasie pobytu w USA w 1944 r. w celu wyaszerenia przyczyn awarii amerykańskich myśliwców Bell P-59 Airacobra obserwował też próbę lotu Bell XP-59 Airacobra. Wczesnym rankiem 15 sierpnia 1945 r. Koczetkow jako pierwszy w ZSRR wykonał lot na samolocie turbodrzutowym.

Na jednym z posiedzeń u Stalina w grudniu 1945 r. padła propozycja by skopiować Me 262, rozpoczając jego produkcję seryjną. Ocena tego wniosku była negatywna, gdyż stwierdzono, że jest to samolot, który jeśli będzie do uzbrojenia, zrobi złą reklamę wszystkim odrzutowcom, co może spowodować skłony z przyspieszeniem prototypów w przyszłości. Ponaczu skoncentrowano się na tym zadaniu, aby stworzyć silny środek własnej radzieckiej konstrukcji, a kierowano właśnie budowę pierwszych odrzutowców Jakowewa i Mikojana. Taka też była ostateczna decyzja. Mimo wykorzystania niemieckich samolotów odrzutowych, podjęto natęmas 7 kwietnia 1946 r. decyzję by produkować seryjne silniki Junkers Jumo 004 i BMW 003, mimo ich wielu wad (brak rezerwy mocy, niska manewrowość, zła konstrukcja). Sformułowano wówczas zlecenie, aby zbudować silniki z silników odrzutowych i napraw wykorzystując zdobyte silniki niemieckie i części zakupione w ZSRR. Nieco później by ostateczną decyzją zwołanie konferencji, na której przedstawiono projekty niemieckich konstrukcji opracowywanych w zespołach Mikajina, Lufki, Klimowa i innych.

Służba znowu była w trudnych. Istotną rolę Moskwy odegrały czempiarze silników. Wiele z nich było uszkodzonych, a części składowe wadliwie i przekazano je zespołom konstrukcyjnym pierwsze radzieckie odrzutowce. Mikojan i Suchoj otrzymali zadanie zbudowania samolotów z dwoma silnikami BMW 003 o ciągu po 7,8 kN, a Jakowew i Ławaczkin z dwoma silnikami Junkers 004 o ciągu 8,8 kN. Ponieważ istniały jeszcze wysokie wymagania techniczne, były bardzo wysokie prędkości 900 km/h, loty w samolotach w dwóch 3 działka jedynostanowiskowych. Z szczególnej uwagi konstruktorzy musieli poświęcić rozwiązanie aerodynamiczne. Projektowali w zespole Mikojana i Suchoja przyjął koncepcję dwusilnikowych samolotów dwukadłubowych z silnikami podskrzydłami. W podobny sposób zbudowane były pierwsze odrzutowce i z kadłubem niemieckiego Me 262. Jednak Me 262 z silnikami BMW 003 osiągał prędkość 815 km/h, a Me 262 935 km/h, lecz miał silniki o dwukrotnie większym ciągu. Mikojan wadom był wadliwej koncepcji. Inna koncepcja, ze stosowanych dotychczas w światowej praktyce (np. w amerykańskim P-59), była również nie najlepsza, przystające dwóch silników co boków kadłuba zmniejszała prędkość z powodu interferencji wywołanej przez trzymaniem kadłuba z gonącymi silnikami.

Wkrótce, jeszcze w OKB Mikojana i Gurewicz przystawiany został projekt samolotu odrzutowego z dwoma silnikami podskrzydłami. Lwem 1945 r. rozpoczęto wykonywanie do niego części, ale brak Mikojana ciągle szukał o lepszego rozwiązania. Wreszcie w sierpniu 1945 r. postanowiono leczyć i zaczynać od nowa. Samolot będzie miał dwa silniki, ale nie podskrzydłami, lecz obok siebie wewnątrz kadłuba. W takim układzie nie latał dotąd żaden samolot na świecie. Rozpoczęł się zmuńda proces projektowania wariantu, który nazwano I-300 (samolot F). W odróżnieniu od silnikowych dwukadłubowych MG-ów nowy projekt wydawał się ciężki i niezgrabny, lecz rezultaty dmuchania modeli w tunelu aerodynamicznym jednoznacznie wskazy-

wały, że jest to układ o wiele lepszy niż z silnikami pod skrzydłami. Nie tylko mniejszy był opór czołowy, lecz także opływ skrzydeł nie ulegał zaburzeniom wywołanym obecnością silników, a tylną część skrzydeł można było zmechanizować na całej rozpiętości. Skrzydło projektu F było przejęte z I-25.

Najbardziej problemem okazało się naprzewanie kadłuba, szczególnie w jego końcowej części opływanej gazami wylotowymi. Jak wpłynęło to na pilota, na układ sterowania, połączenia elektryczne, jak ochronę zbiornik z paliwem. Ilość i poziom trudności przeszły przewidywania konstruktorów. Można było dysze wyłowe silników przedłożyć do końca kadłuba, jednak zmniejszoby się znacząco tak niewieki efektywny ciężar zespołu napędowego. Aby zabezpieczyć kadłub przed wysoką temperaturą (ok. 800°C), pokryto jego tylną dolną część osłoną ze stali. Gotowy I-300 umieszczono na stanowisku startowym przedtem do przeszerzowania uzbrojenia. Włączono silniki. Gdy osiągnęły one pełny ciężar struga wylotowa zerwała asfalt, wielkie prądy wrywały się od ziemi, a następnie rozpadały na kawałki – podobny problem – konieczność zmiany materiałów i technologii budowy silnika – pojawiał się potem wraz z każdą nową generacją samolotów odrzutowych. Lecz nie to najbardziej martwiło konstruktorów. Podczas naziemnych prób silników okazało się, że I-300 unosi przed do góry gazy wylotowe przecinające z dużą prędkością powłokę i część kadłuba. Wokół niego powstaje stręła – koncentracja zasysającego tyl samolotu. Dalsze próby pozwoliły ocenić, jak kształt stałego ekranu kabinowego wpływa na tego zjawiska, lecz sukcesy były tylko częściowe. Osłona grzewała się, przeciekała, nie pokrywała dokładnie, była przymocowana, a to raziło napięciem i deformacje. Rozwiązano ten problem dwutorowo: grupa konstruktorów pod kierunkiem Iwaszyna zajęła się ruchomym ekranem – podlegającym odkształceniom – kierowanym przez łopatkę rozpraszającą, znajdującą się przed chłodzeniem powietrznego, bez którego ekran nie wystarczy nawet, jednego. W czasie prób I-300 wcale nie okazało się, że to nie było konieczne. W opracowany układ chłodzenia, podgrzewający zasysany zimny powietrze do obszaru za silnikiem spowodował nieuniknione se strugi wylotowej, a co za tym idzie – dżigan samolotu. Powrócił także problem sterowania, teraz układ maszynowy, opracowany wcześniej kształt aerodynamiczny ekranu, zwał się kłopotliwie, raz konstruktorzy zmieniali coraz więcej składowych, inną stał werdykt, że żaden rezultat ich zniweczył.

Silnik odrzutowy wywołał także inne zjawiska w konstrukcji samolotu. Z przodu umocował się chwyt powietrza, a edrzeć się trzeba było rozmieszczenie uzbrojenia. Specjalnych zabiegów wymagało zabezpieczenie przedwypalaniem, istotne wobec przesilenia obok silnika, zbiorników paliwa i silników, co silników. Z tego układu samolotu F była możliwość wysunąć a do przodu kabiny pilota. W czasie prowadzenia obserwacji w dolnej trzecia już było nachylać samolotu na skrzydło, jak w konstrukcji I-16. W czasie lotów na I-300 pilot nazywali jego kabinę baskonem.

Konstruktorzy pokonali kolejne trudności, odważnie wprowadzając przy tym rozwiązania nowatorskie. W marcu 1946 r. prototyp samolotu F, oznaczony F-1, był gotów do pierwszego startu. Przeprowadzenie prób wcale zaproporbowany Aleksiejew Grinczukowi. Był on nie tylko pilotem, lecz również inżynierem, z powodzeniem mógł pracować jako konstruktor. Ten sam pilot doświadczalnego pierwszej klasy otrzymał jako jedenasty w ZSRR. Pierwszy lot człowieka samolotu przygotowywany jest startować a co z dopiero samolotu rozpoczynającego swoją pracę w lotnictwie. Za próby I-300 oprócz pilota odpowiadała brigada obsługi naziemnej z kierownikiem Karłowem. Później mechanik Fierman. Rankiem 24 kwietnia 1946 r. podmoskiewskim lotniskiem spotkali się dwaj konstruktorzy samolotów myśliwskich – Mikojan i Jakowlew. Najpierw Grinczik wystartował na I-300, wzbił się na wysokość 1500-2000 m, sprawdził sterowność samolotu oraz działanie podstawowych zespołów. Po 26 minutach



F-1, pierwszy prototyp I-300

wygodował. Tak odbył się pierwszy lot radzieckiego samolotu odrzutowego. W trzy godziny później, Michaił Iwanow oblatywał samolot Jakowlewa Jak 15.

W dwa miesiące później, 24 czerwca 1946 r., Grinczik osiągnął na F-1 rekordowy w tym czasie w Związku Radzieckim prędkość 911 km/h w wysokości 4500 m ($M = 0,78$). Nie wyczerpało to możliwości samolotu, jednak loty z dużą prędkością opóźniały się z powodu różnych drobnych poprawek. Wcześniej, szczególnie wiece czasu, zajęło usunięcie w brzoj konstrukcji. Grinczik bardzo chwalił nowy samolot, skarżył się tylko żartem na to, że po pogodzinowym locie na F-1 do wieczora drgała mu palka lewej. Poprawki polegały na modelowaniu stałego ekranu podwoju części kadłuba, na zmianach systemu chłodzenia.

1 lipca 1946 r. odbywał się pokaz techniki odrzutowej dla przedstawicieli wojska i przemysłu, lotu czego. Najpierw Georgij Szyjanow zaprezentował zwycięzcy rze 162, następnie Michaił Iwanow – Jak 15, a na końcu wystartował Grinczik na I-300. Przełamywał 200 m nad zeromauzonym, gdy nagle od skrzydła odpadła łopatka, samolot wywrócił się na boki i oderwał w zębie na skraju lotniska. Śmierć Grinczika w awaryjnym locie na samolocie odrzutowym była dużym zaskoczeniem, szczególnie że stała się to przy niedużej prędkości. Powołana komisja nie potrafiła jednoznacznie stwierdzić przyczyny katastrofy.

Na początku sierpnia gotowe były kolejne dwa egzemplarze I-300, oznaczone F-2 oraz F-3. Zewnętrznie różniły się one od F-1 przedłużeniem statecznika pionowego w celu poprawy stabilności. Oblatywali je Mark Galla i Georgij Szyjanow, zapoznawali się ze wszystkimi co dotyczy I-300: instrukcją, opisami konstrukcji, raportem komisji powypadkowej i notatkami sporządzonymi przez Grinczika. 9 sierpnia do pierwszego lotu na F-3 wystartował Galla. Ledwie samolot oderwał się od ziemi, ujawnił się defekt, gdy pilot chciał zmniejszyć trymerem obciążenie na czołku sterowym, zwiększyło się ono jeszcze bardziej. Po dwóch próbach zorientował się, że po prostu trymer działa na odwrót. Pamiętając o tym mógł kontynuować lot. I-300 okazał się

bardzo przyjemny w pilotowaniu, które mało zmieniło się w porównaniu z samolotami tłokowymi i w niektórych fazach lotu było nawet prostsze. Jednak niespodzianki w tym locie się nie skończyły: podczas lądowania złamała się przednia gołen podwozia (jak się okazało przyczyną było niestaranne spawanie). Na ziemi wyasniali się też przyczyna przewrotnego działania trymera i powodu niezupełnie zrozumiałego oznaczenia połączeń mechanicznych kontroliującego samolot przed startem wydawało się, że znalazł błąd i przerzucił odwrotne połączenie elektryczne.

Dwa dni później na F-2 poleciał Szvjatow. Tymczasem naprawiono samolot Gallaja. W każdym kolejnym locie osiągano większy palap, prędkość zdobywano nowe doświadczenia. Najważniejsze było oczywiście osiągnięcie prędkości maksymalnej. Wchodzono w obszar niezbadany – pełen zagadek. Na przykład dlaczego F-3 doszedł do prędkości $M = 1,8$ bez większych zaburzeń, F-2 zaś już przy znacząco mniejszej prędkości tracił sterowność? Trzeba było wielu doświadczeń – analiz by stwierdzić, że powodem są niemal niezależne i nie mające znaczenia przy prędkościach poniżej 900 km/h różnice w wykonaniu powierzchni skrzydeł. W toku prób fabrycznych F-3 Galla badał prędkość maksymalną przeciążenia zachowania się samolotu podczas manewru oraz uzbrojenie. Z kolei Szvjatow wykonywał loty o maksymalnym zasięgu na różnych wysokościach oraz z włączonym jednym silnikiem. Osiągnięty wówczas przez Gallaja na F-3 prędkość 923 km/h $M = 0,8$ była kłopotliwym rekordem w ZSRR.

Tymczasem trwały przygotowania do najbliższego pokazu pierwszych radzieckich odrzutowców. 18 sierpnia 1946 r. w Dniu Lotnictwa ZSRR na międzynarodowej wystawie samolotów na tribunie Jakowlew i Mikojan. Wreszcie nad trybunami z niezmienną fascynacją i z trudem przeleciał Jak-15 a chwilę później I-300. Wszyscy składali gratulacje konstruktorom. Następnego dnia rozmowa na Kremlu i decyzja: należy przygotować po 10-15 egzemplarzy każdego typu by przedstawić grupowy przegląd odrzutowców podczas defady 7 listopada. Zadanie było trudne, gdyż zostało jedynie 25 dni, nie było nawet kompletnych danych do produkcji serwinet. Do przekazanego Mikojanowi zadania udało się dobrać grupę konstruktorów pod kierunkiem Anatolija Brunowa. Na podstawie rysunków projektowych przyspieszono i przyspieszono przygotowanie tzw. serie ze zwa 10 sztuk I-300. Dano im nazwę wojskową MiG-9. Pierwszą dziesiątkę oblatywał na przemian Gallaj i Szvjatow (parzyste) – Szvjatow (parzyste).

MiG-9 kosztował Mikojana pierwszy zawal serca. Żona i córka na ułap z trudem wróciły. Mikojan ciągnął do pracy. Wreszcie kompromisowo postanowili odwiedzić córkę na Krymie, nad morze nieco odpocząć i po trzech dniach wracać. W czasie kąpiel we wzburzonych wodach serce zawało. Ożycia decydował sekundy. Mikojan dwa miesiące nie wstawał z łóżka.

Tymczasem na nowych MiG-9 trwały szkolenie pilotów. Do defady z okazji rocznicy Rewolucji Październikowej spośród oblatywaczy i najlepszych pilotów z jednostek wojskowych organizowano 4 grupy (52 pilotów, jednak z powodu braku czasu do defady przeszkolono tylko 32). Każda z nich szkubiła się na samolocie innego typu: Jak-15, I-250, I-300 oraz I-500 – pierwszy odrzutowiec Ławockina oblatany we wrześniu 1946 r.). Po lotach przedwykazywano loty parą i w większych grupach. Niestety rankiem 7 listopada okazało się, że pogoda nie pozwala na start i całą powierzoną część defady trzeba było odwołać.

Rok 1946 był rokiem dużych zmian w lotnictwie radzieckim. Z chwilą zakończenia wojny zaprzestano produkcji wielu typów samolotów wojskowych. Przemysł lotniczy przestawał być dla potrzeby cywilne. Niektóre zespoły konstruktorskie rozwiązano. Część sił można było przeznaczyć na rozwój bazy technicznej i zaplecza naukowego. W lutym 1946 r. KC partii i rząd przyjął postanowienie przewidujące rozszerzenie istniejących instytutów naukowych i zespołów konstruktorskich. Reaktywowano Komitet Techniki Lotniczej, mający określić perspektywy wojenne lotnictwa. Rozpoczęto budowę nowych zakładów produkcji doświadczalnej i u Mikojana i Jakowlewa i, lepszy niż stworzono im wcale nie warunki do twórczej pracy.

Badania prototypów MiG-9 trwały nadal, a najwęższe było przy tym trudności z sterowaniem i tylną częścią kadłuba. Galla, otrzymując zadanie uzyskania prędkości maksymalnej na wysokości do 1000 m. W czasie lotu odczuł mocny wstrząs i przynajmniej siła wyrwała mu z rąk drążek, a samolot wzbił się pionowo w górę. I sterzenie pozostaje było z jednej strony skrócone w sposób niezwykły, z drugiej nie było go wcale. Stery oczywiście nie działały. Jedyną możliwością było sterowanie ciągłem siłnikiem, mimo to Gallaowi udało się osiągnąć pewien dość ad hocowy efekt. Znamienno słabe miejsce konstrukcji we wszystkich MiG-9 wykazało niezbędne wzmocnienie. Ostateczna konkluzja prób fabrycznych była pozytywna. Stwierdzono, że MiG-9 jest niezawodny i łatwo sterowny, dostępny dla pilota o średnich kwalifikacjach. W grudniu 1946 r. przekazano samolot do prób państwowych w NII WWS i rozpoczęto przygotowania do kołowej defilady otwartej, a 1 maja 1947 r. kiedy to miało miejsce wystawienie po 50 samolotów Jak-15. MiG-9. Loty treningowe w rejonie Moskwy trwały do początku kwietnia 1947 r. Sytuację utrudniał fakt, że Jak-15 miał bardzo krótki czas lotu, do 30 minut, natomiast MiG-9 wymagał drugiego pasa startowego. 1 maja 1947 r. z dwóch lotnisk wystartowały grupy po 50 Jak-15 i MiG-9, w oznaczonym czasie przeleciały nad Placem Czerwonym i wyładowały ponownie na wyznaczonych placach. Podczas podsumowania pokazu w wysokości 1000 m własności prototypowe nie wszystkich odrzutowców, jednocześnie też wnieśli pewne uwagi do konstrukcji i jakości produkcji samolotów. W Dniu Lotnicwa ZSRR obchodzonym w 1947 r. 3 sierpnia, pokazano porównawczą walkę powietrzną między MiG-9 i grupą samolotów bombowych Tu-2.

Wraz z rozpoczęciem użytkowania samolotów do zlotowych, w celu przeszkolenia na nich pilotów zbudowano w całości szkolno-treningowe Jak-15 w skonstruowanej z 21 różniących się od Jak-15 jedynie dwoma sekcjami kabiny, a w OKB Mikojana w podobny sposób przygotowane MiG-9U i I i od nich bardzo różniący, strukturalnie i wydany też L-1 MiG-9 i 301 i 301T lub też samolot I T. Pierwszy egzemplarz I T 1 oblatano jeszcze w 1946 r. W celu zwiększenia zasięgu i długotrwałości lotu zarówno na kadłubie samolotu jak i w układzie silnikowym MiG-9 można było podwieszać na kotłach po dwa zbiorniki po 100 litrów pojemności każdy.



F 1



I P

Mikojan polityt tez zaskoczeni, a MG-9 pierwszego i drugiego silnika, zbrojeniowego TR z podtorbowym silnikiem 3,2 kN konstrukcji A. Chupaka. W 1946 r. zbudowano jednosilnikowy warian I-11 z silnikiem I-305, jednak nie szło do ostatecznego, gdyż silnik okazał się jeszcze niedopracowany. W kilka miesięcy później powstał kolejny projekt jednosilnikowy I-N z podtorbowym silnikiem I-320 z silnikiem 3,2 kN. Po wycofaniu projektu I-N był planowany wariant I-94 z silnikiem I-305, jednak nie został zrealizowany. W 1947 r. zbudowano jednosilnikowy I-305, jednak nie szło do ostatecznego, gdyż silnik okazał się jeszcze niedopracowany. W kilka miesięcy później powstał kolejny projekt jednosilnikowy I-N z podtorbowym silnikiem I-320 z silnikiem 3,2 kN. Po wycofaniu projektu I-N był planowany wariant I-94 z silnikiem I-305, jednak nie został zrealizowany.

W pierwszej połowie 1947 r. dostarczono do ZSRR nowe silniki RD-21 o ciągu 9,8 kN, ulepszone w porównaniu z RD-20. RD-21 montowano na MG-9 oraz I-11. Zespół Mikojana zastosował te silniki w wersji MG-9, oznaczonej I-307. Oprócz tego zmieniono rozmieszczenie uzbrojenia: wkomponowano 37 mm w prawy bok kadłuba NS-23 w lewy bok kadłuba. Zmienił się również kształt przodu samolotu i osłony kabiny. Na 27 czerwca 1947 r. Iuri Andropow osiągnął na I-307 rekordową w ZSRR prędkość 965 km/h. W 1947 r. planowano budowę kolejnego wariantu I-307, jednak nie został zrealizowany. W 1948 r. zbudowano jednosilnikowy I-307, jednak nie szło do ostatecznego, gdyż silnik okazał się jeszcze niedopracowany. W kilka miesięcy później powstał kolejny projekt jednosilnikowy I-N z podtorbowym silnikiem I-320 z silnikiem 3,2 kN. Po wycofaniu projektu I-N był planowany wariant I-94 z silnikiem I-305, jednak nie został zrealizowany.

Latem 1947 r. rozpatrywano kwestie uruchomienia produkcji seryjnej samolotu I-307 z silnikami RD-21. W 1947 r. zbudowano jednosilnikowy I-307, jednak nie szło do ostatecznego, gdyż silnik okazał się jeszcze niedopracowany. W kilka miesięcy później powstał kolejny projekt jednosilnikowy I-N z podtorbowym silnikiem I-320 z silnikiem 3,2 kN. Po wycofaniu projektu I-N był planowany wariant I-94 z silnikiem I-305, jednak nie został zrealizowany.



MiG-9 (FR)

nika, czy też wiele obiecujących, ale w sumie nieznanym MiG-9. Odpowiedź Ławoczkińska była jednoznaczna: „gdyby trwała wojna — oczywiście I a, lecz teraz — gdy nie ma bezpośredniej potrzeby — przyszłościowy MiG”. Ostatecznie zdecydowano produkować oba typy. W późniejszych seriach samoloty FR nazywany też „MiG-9 mod. fejtrowany”, otrzymała kabine hermetyczną typu wentylacyjnego oraz fote wyrzucały. Na niektórych egzemplarzach uzbrojenie zmieniło na 4 działka NS-23, po dwa z każdej strony kadłuba.

W końcowym etapie prób samolotu MiG-9 (FR) miało miejsce pewne wydarzenie odkrywające nowe problemy. Jeden z na bardziej doświadczonych radzieckich pilotów doświadczalnych Koczetkow, otrzymawszy zadanie przetestować działek podczas lotu na dużej wysokości. Jednak już po pierwszych wystrzałach zamknął oba silniki. Koczetkow doprowadził samolot do lotniska i pomyślnie wylądował wraz z nową zagadką. Konstruktorzy nie potrafili znaleźć żadnej usterki. Przeszczelano działka na ziemi przy pracujących silnikach — wszystko w porządku. Kolejny lot, tym razem blisko lotniska, był łatwiej było wylądować — ale w powietrzu też w porządku. Mimo to sprawy zamknąć nie można, bo przecież przypadki zatrzymywania się silników po otwarciu ognia są rzecz w sobie. Do czasu wyjaśnienia przyczyny zakazano strzelania na samolotach MiG-9 (FR). Początkowo przypuszczano, że na dużej wysokości, gdzie mało tlenu, gazy prochowe z dużego działka umieszczonego w środku wlotu powietrza, zadusły silniki. Aby tego uniknąć, konstruktorzy przewidzieli urządzenie nazywane żartobliwie młynem, montowane na centralnym działku rynnę odprowadzające gazy prochowe poza zasieg wlotu powietrza. Rozwiązanie to nie rozpowszechniło się, gdyż w roku 1948 straciło na znaczeniu — samoloty FR wycofywano już z uzbrojenia sił powietrznych, a na FR problem nie występował z powodu innego usytuowania działek. Później wyjaśniła się też prawdziwa przyczyna wyłączenia silników. Okazało się, że gorące strumienie gazów prochowych powodowały niejednorodność cieplną (a tym samym aerodynamiczną) na łopatkach sprężarki silnika. Pojawiały się na nich duże zmienne obciążenia powodujące bezpośrednio przerwanie pracy silnika. Zjawisko to nazwano pompą.

Skrzydło skośne

4

reżerwa ogólna, którą według danych z 1990 roku szacowano na 1,5 mld zł. W tym czasie
właściciel, Orling, zdecydował się na wyłączenie z eksploatacji
i sprzedaż 50% udziału w spółce. Wszelkie koszty, jakie z tego tytułu spółka poniosła, do
zaliczenia zostały wliczone w koszty, które w tym czasie zostały poniesione.
W szczególności zwrócić należy uwagę na fakt, iż w tym czasie spółka Orling
nie ponosiła żadnych kosztów, o których mowa w art. 23 ust. 1 pkt 2 lit. a Ordynacji.
Zakłada się, że w tym czasie spółka Orling nie ponosiła żadnych kosztów, o których mowa
w art. 23 ust. 1 pkt 2 lit. a Ordynacji.

[illegible]

konstruktor konstrukcji samolotów. Wraz z nim Andrzej Zaleski przeobraził maszynę z dwumiejscową w jednomiejscową, zwiększył prędkość i zasięg. Pogłosy o „krytyce” państw trybunałów i kadłubowa oraz własności manewrowe.

Władimir Gerasimow i zespół Mikojana, który musiał przystosować koncepcję projektu do specyfiki samolotu z dwumiejscową, wzmocnił siły powietrzne ZSRR. W 1947 r. projekt samolotu został wycofany, gdyż nie udało się osiągnąć wymaganej prędkości. Samolot nie został wybudowany, a jego konstrukcja została przerwana. W 1948 r. Mikojan i Gerasimow zostali przeniesieni do Moskwy, gdzie pracowali nad nowymi samolotami. W 1949 r. Mikojan i Gerasimow zostali przeniesieni do Moskwy, gdzie pracowali nad nowymi samolotami. W 1949 r. Mikojan i Gerasimow zostali przeniesieni do Moskwy, gdzie pracowali nad nowymi samolotami.

Nadanie samolotowi „MiG-9” przebiegało jednak nie bez problemów. Konkretnie projektantów z Moskwy, Niewskaja ZSRR, odwołano do Moskwy, gdzie na początku 1947 roku nie było Mikojanowa. Samolot, który został wybudowany, nie był w stanie osiągnąć wymaganej prędkości. W 1948 r. Mikojan i Gerasimow zostali przeniesieni do Moskwy, gdzie pracowali nad nowymi samolotami. W 1949 r. Mikojan i Gerasimow zostali przeniesieni do Moskwy, gdzie pracowali nad nowymi samolotami.

Zadanie zbudowania samolotu, który miałby być w stanie osiągnąć prędkość 1000 km/h, było dla konstruktorów z Moskwy, Niewskaja ZSRR, odwołano do Moskwy, gdzie na początku 1947 roku nie było Mikojanowa. Samolot, który został wybudowany, nie był w stanie osiągnąć wymaganej prędkości. W 1948 r. Mikojan i Gerasimow zostali przeniesieni do Moskwy, gdzie pracowali nad nowymi samolotami. W 1949 r. Mikojan i Gerasimow zostali przeniesieni do Moskwy, gdzie pracowali nad nowymi samolotami.

W Związku Radzieckim przechodziły wówczas próby samolotów o dużym zasięgu, ale daleko jeszcze było do takiego, który mógłby być zastosowany na samolocie bojowym. Wówczas to trzech najbardziej kompetentnych specjalistów Mikojana, konstruktora samolotów Klimowa i technologa Kiszkina, delegowano do kraju

Skrzytał po przebudowie było cięższe o 150 kg. W trakcie budowy, b. prob. izwiagat pek przy
wciążeniu statku w 1947 r. obciążenie statku było 150 kg. W trakcie budowy, b. prob. izwiagat pek przy
nych 180 kg trzeba było dodać jedynie 18.

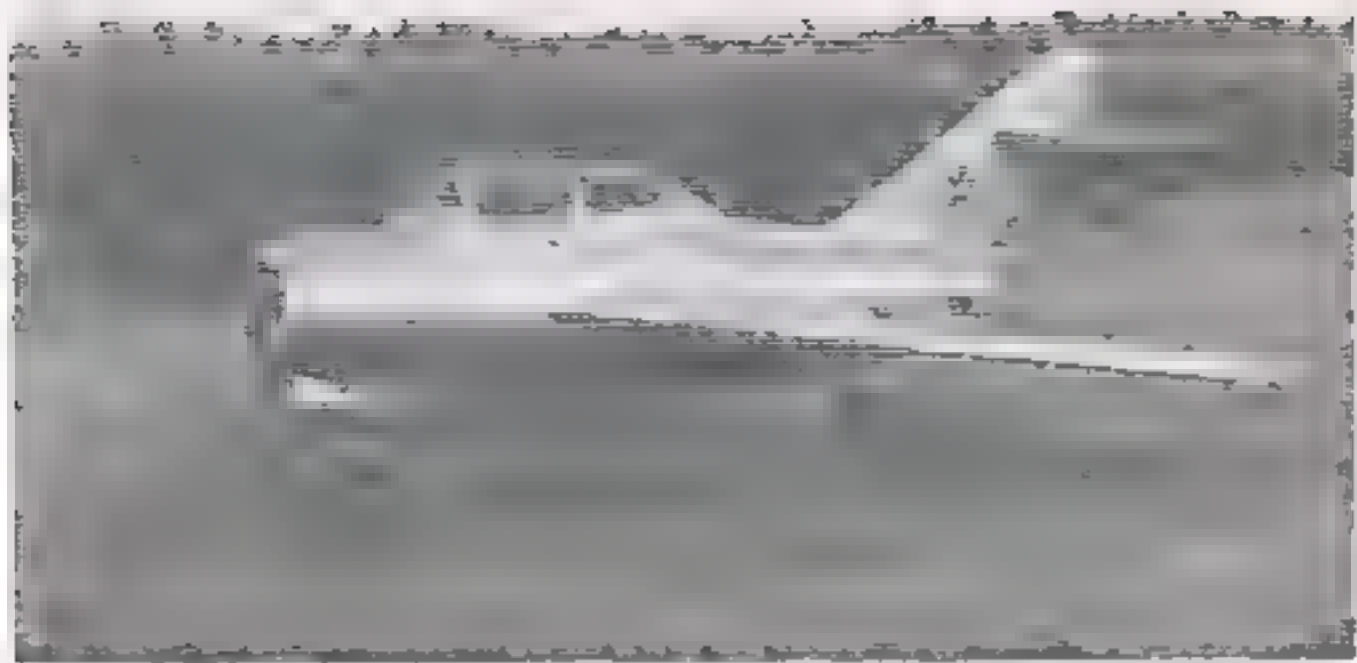
Prace budowlane dotychczasowe... z przypadków...
sprężarek...
przewidywano...
miejsce...
ławecie

Z... Piotr...
następują...
o tym...
nich wykonana...
planował...
jną okablować...
Prawdopodobnie...

Pod koniec 1947 r....
Pawierzono go...
Guriewicza...
I-270...
pły się...
okres...
zaplan...
Na...
prob...
wstępnej...



MC 15



ST-1

ST-1 otrzymał dzięki NS-23 ST-1 miał służyć jako holownik dla MiG-15 przez wiele lat był podstawowym samolotem szkolnym trenującym loty ciąża i dzikie cechy wieńców w krajach. Służył on także pilonowi kościół samolotów MiG-17 oraz MiG-19 które nie miały warunków dla miejscowych ich wersji szkolno-treningowe powstały jedynie w Chinach JJ-5 oraz JJ-6).

W celu wydłużenia zasięgu w wariancie myśliwca towarzyszącego MiG-15S oraz MiG-15SR (S od -suprowozachennij) używane były dwa podwieszane zbiorniki paliwa po 600 dm³; zasięg zwiększył się o ok. 1200 km.

Kierunek obserwacji nie był takim samym jak rozpoznawczy SR-1. Jak MiG-15SR służył do prowadzenia rozpoznania fotograficznego i w tym celu wyposażono go w różne typy lotniczych aparatów fotograficznych np. AFA-1M, AFA-2, AFA-3 (aerofoto-apparat). Wersje rozpoznawcze go odróżniały przed samolotem nieprzyjaciela stały identyczne uzbrojenie i kolor malowania, brak podobieństwo dostarczenia danych rozpoznawczych.

W roku 1949 MiG-15 ruszył do szturmowania bariery dźwięku. Pierwsze loty nadźwiękowe samolotów z silnikami tłokowymi wykonano w roku 1948 w trzech krajach w USA osiągnął prędkość dźwięku pilot na XF-86 w Anglii DH-108 Swallow w Związku Radzieckim zaś 1760 km/h osiągnęła trzy czołowe loty w oceanie nurkowymi. W Związku MiG-15 podjęło doskazywanie pod skrajnymi ułożeniami. Rozszerzenie skuteczności MiG-15 ograniczeń prędkości przez pilotów okazało się owiane przez niezawieranie Paszkowskiego i Mazurskiego 10 w wykonaniu Tanczewa i innych. Tanczew zgodził się obowiązującą wówczas instrukcją MiG-15 nie mógł przekroczyć M = 0,92. Podczas planowo przesuwali tę barierę 21 września 1949 r. w pierwszym locie samolotu MiG-15LI od czajuszczaj aparatu i inaczeli samolot ST-1 nurkując pod niewielkim kątem z wysokości 12000 m Anatolij Tanczew osiągnął M = 0,97 a trzy dni później 0,95. Do prędkości dźwięku pozostało jedynie 1,5% jednak trzeba było przezwyciężyć pojawiające się zjawisko podciągania się samolotu na lewe skrzydło. Aby zniwelować



MiG-15LL (samolot SE)

Wobec tego docelowo Tułieriew musiał użyć całej swojej wiedzy i doświadczenia. MiG-15 nie był jeszcze wyposażony we wzmacniacze sygnałów. Blisko miesiąc uczeni i konstruktorzy analizowali rezultaty prób wprowadzających na ich podstawie zmiany w konstrukcji samolotu. Otrzymał on zatem nowe, a także znacznie większe sterzenie pionowe. 18 października 1949 r. Tułieriew na MiG-15LL, natknując z wysokości 17 800 m osiągnął prędkość odpowiadającą $M = 1,01$. W następnych dniach również inni piloci przełoczyli barierę dźwięku. Efekty tych doświadczeń miały się stać podstawą wprowadzenia wzmacniaczy hydraulicznych do systemu sterowania samolotów MiG-15 oraz grzechotką pokładową w MiG-17.

Niezwykle ważnym kierunkiem prac prowadzonych przez OKB Mikojana i Głaziewa, w owym czasie (1949) było zastosowanie na samolotach myśliwskich stacji radiolokacyjnych służących do poszukiwania i śledzenia celów powietrznych. Marszałek Głoworow, dowodzący bronią powietrzną ZSRR, w roku 1948 postawił konstruktorom otwarte zadanie zbudowania samolotu przechwytyjącego nieopierającego działającego w każdych warunkach atmosferycznych. Wymagało to, aby był bardzo wysoki, samolot musiał przez długi czas przebywać w powietrzu, wykrywać cel w eterze, także w warunkach braku kontaktu wzrokowego, przechwytywać go i skutecznie niszczyć. Do pracy włączono liczne instytucje naukowe, głównie zajmujące się radiotekniką i radiolokacją. Zadanie zbudowania myśliwca przechwytyjącego otrzymały zespoły Mikojana i Ławockina. W gabinecie Głównego Konstruktora pojawili się nowi specjaliści. Dla konstruktorów lotniczych zorganizowano pod kierunkiem członka Akademii Nauk ZSRR Akseja Bergu cykl szkoleń z poznających ich z możliwości i wymaganiami wyposażenia radiolokacyjnego.

Radar umożliwiał wykrycie celu w każdych warunkach pogodowych i o każdej porze doby. Służył również jako celownik podczas strzelania z działek. Te zalety musiały jednak kosztować. Radar okazał się niezwykle komplikował konstrukcję samolotu i to w kilku miejscach znacząco zwiększał jego masę, zmieniał położenie środka ciężkości oraz utrudniał manewrowanie. W przedniej części samolotu trzeba było umieścić jedną lub nawet dwie stacje. Niezmiernie pilnym zadaniem dla technologów było opracowanie tworzyw sztucznych i przezroczystych, a jednocześnie na tyle wytrzymałych, by mogły być użyte na powierzchni samolotu. Rozwiązania wymagał problem nagrzewania się stacji radiolokacyjnych powodującego pogorszenie parametrów jej pracy. Informacja o przestrzeni powietrznej wyprowadzana była na mały ekran o średnicy ok. 10 cm, umieszczony w samym środku tablicy przyrządów, co również wymagało przebudowy tradycyjnej tablicy.

Jednocześnie ze zmianami radiolokacyjnymi powstawały pierwsze samoloty, a których miał być użyty Mikołaj, dążąc do połączenia w swoim myśleniu przede wszystkim długości, precyzji i zasięgu postanowił skorzystać ze sprawdzonego układu Mkr-15, ale z dwoma silnikami. Takie rozwiązanie wpływało również z konieczności zwiększenia zatogowania dwóch osób: pilota i operatora stacji radiolokacyjnej siedzących obok siebie w szerokiej kabine. Spodziewano się, że skomplikowana obsługa radaru wymagać będzie drugiego członka załogi. Długo trwały powoływania optymalnego sposobu rozmieszczenia silników (początkowo R-2 45°, potem WK-1). Ponieważ miały one spreżarkę odrzutową, a co za tym idzie dużą średnicę naczyń i wentylatorów, które miały być pod skrzydłami, lub obok siebie w kabine, opozycjonalny byłoby trudny. Brzgała wstępnej projektowania w OKB zaplanowała wówczas skrajnie nie rozważane ustawienie silnika w kadłubie jeden za drugim, tak by miały one wspólny wlot powietrza i czyste wyłotowe oddzielne, pod kadłubem i na jego końcu. Było to rozwiązanie niemożliwe z punktu widzenia oporu czołowego, choć niewywołujące sprzeczającego wrażenia. Zresztą powstały w ten sposób samoloty R-2 (materiał 1320) wprowadzony do produkcji zakładowej pod koniec roku 1949.

Do budowy stacji radiolokacyjnej dla samolotu przeciwniejszego przystąpił zespół Andrieja Szepyszki (stacja T-10) i następnie Korszan i ponieważ jednak napotkał ostateczne trudności, powołał do życia ten zespół Wiktor Tichomirow, tworząc radar Izum-10. Dwa projektorzy inżynierskiej radiolokacji przyjęli różne koncepcje. Tichomirow projektował układ gwałtowny, z którego teny układu pozostawiała i układała się z powierzchni i 150 m/s, jednoastenowy. Wzięło się to z metołą siedzenia w radarze dwumiejskich, bliskość, nośność, czułość, w celu cennym, ręczne. Trwały ostre starcia i odzyskiwanie Mikołaj wysłuchał obu stron, całokształt sprzecznych argumentów, wreszcie uległ.



I-320 (R-2 po wprowadzeniu zmian)

między sobą masą startową o 110 kg, pułapem o 150 m, prędkością maksymalną o 1 km/s. Obie konstrukcje spotkał też taki sam los – pozostały w pojemniczkach egzemplarzy. Po prostu w roku 1951 samoloty o takich parametrach przestały już być potrzebne. Były to niesłychane zmiany nie tylko w lotnictwie, ale w całej technice wojskowej.

Proby pierwszych stacji radiolokacyjnych na samolotach myśliwskich przyczyniły się do skryształowania nowej koncepcji – używania samolotów do wyznaczenia wyrażnego poczynania myśliwce frontowe i myśliwce przechwytyjące. W roku 1951 Wojska Obrony Powietrznej ZSRR złożyły a konstruktorów zamówienie na samolot przechwytyjący nowej koncepcji. Po pierwsze miał on otrzymać stację radiolokacyjną o zasięgu znacznie większym niż dotychczas, po drugie przewidywano dlań nowy wówczas sposób przechwytywania na podstawie wskazań naziemnych stacji wykrywania celów i naprowadzania lotnictwa nashwskiego, po trzecie wreszcie samolot musiał dysponować zasięgiem co najmniej 3500 km. Przyczyną wysunięcia tak ostrych wymagań był rozwój broni jądrowej – wprowadzenie a potencjalnego przeciwnika szybkich samolotów bombowych do jej przenoszenia. Konieczne stało się długotrwałe patrolowanie przestrzeni powietrznej bombowców w dużej odległości od własnego terytorium.

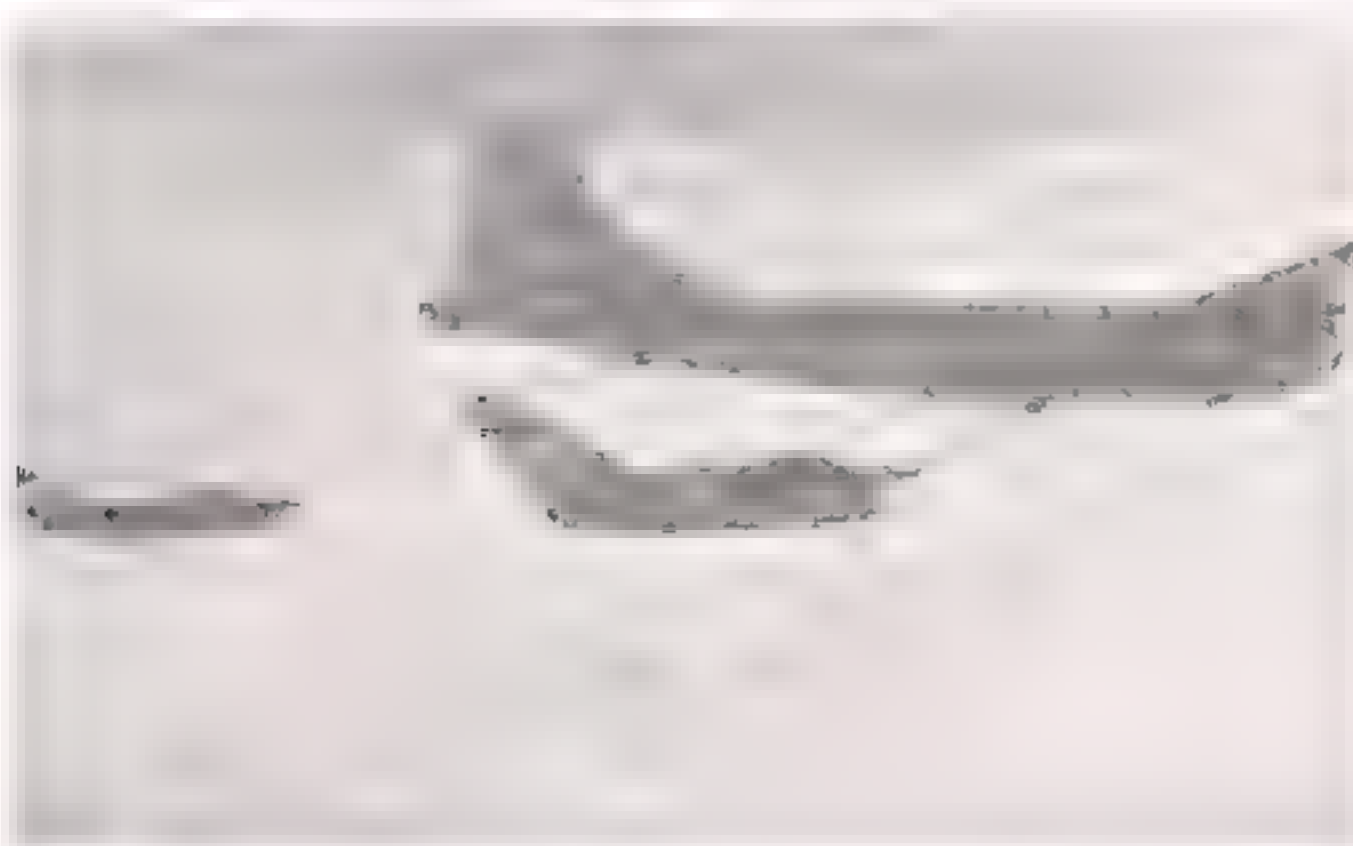
Nowy radiolokator „Sokol” do myśliwca przechwytyjącego dopiero przygotowywano, ale wiadomo już było, że jego rozmiary sprawi konstruktorom a trudnym wiec a. Wreszcie przeszedł on pierwsze próby na czółku bombowcu Tu-16, następnie na ze szyn Il-28, aby być gotowym do zastosowania na samolocie myśliwskim. Niestety, ani na I-370, ani na I-380 „Sokol” się nie zmieścił. Ławoczek – próbował jeszcze rozwiązać sytuację, atakując w powietrzu samoloty radiolokator a centralny wlot powietrza rozdzielał na 7000 mieszczonych wokół kadłuba (tak powstał 20031), lecz było to rozwiązanie wyrażnie wymuszone, niepe sekwtywne. Konkurs na myśliwiec przechwytyjący wygrał Tu-15, samolot trzeci, a konstruktor



SP-5

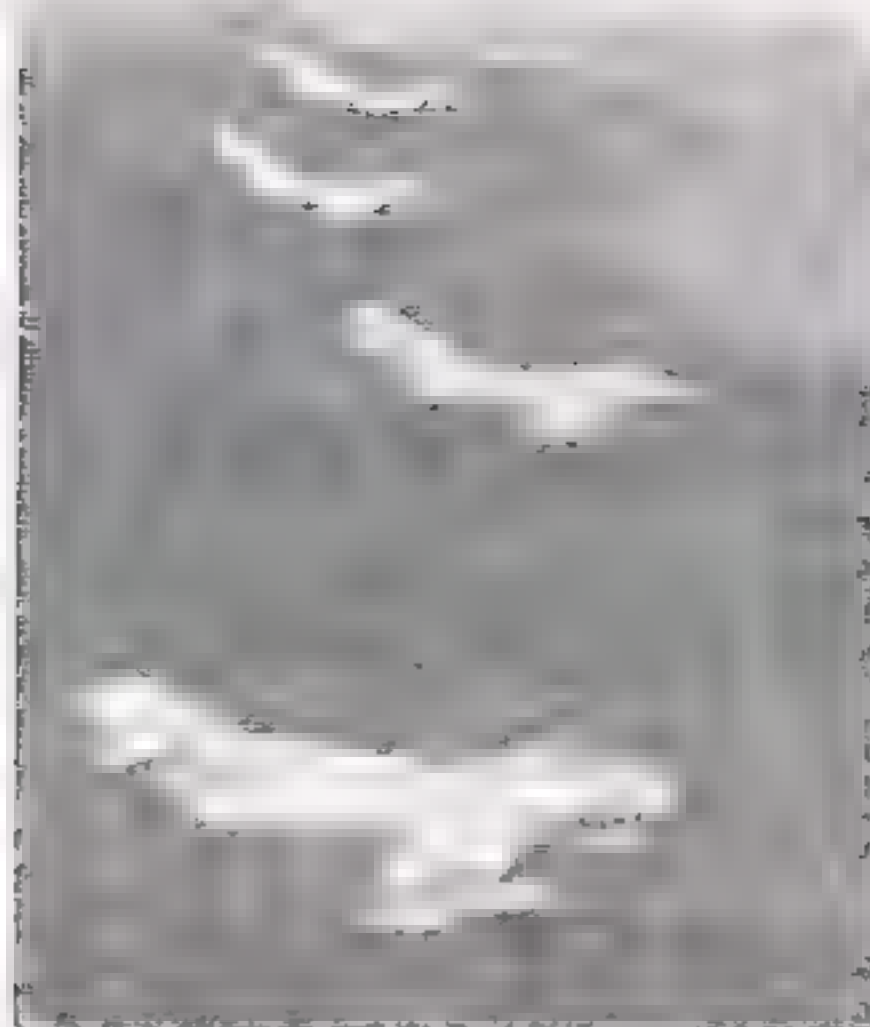


15.



Łupieżanie par w powietrzu MiG-15 (swoisty 1-4)

wa MiG-15. Były to pierwsze w ZSRR samoloty, które zostały opracowane i przetestowane w powietrzu przez samoloty myśliwskie. Na MiG-15, który był pierwszym z eksperymentów z użyciem łodakowych silników rakietowych w celu zwiększenia prędkości, samoloty zostały przetestowane w lotach starty ze specjalnej ruchomej wyrzutni.

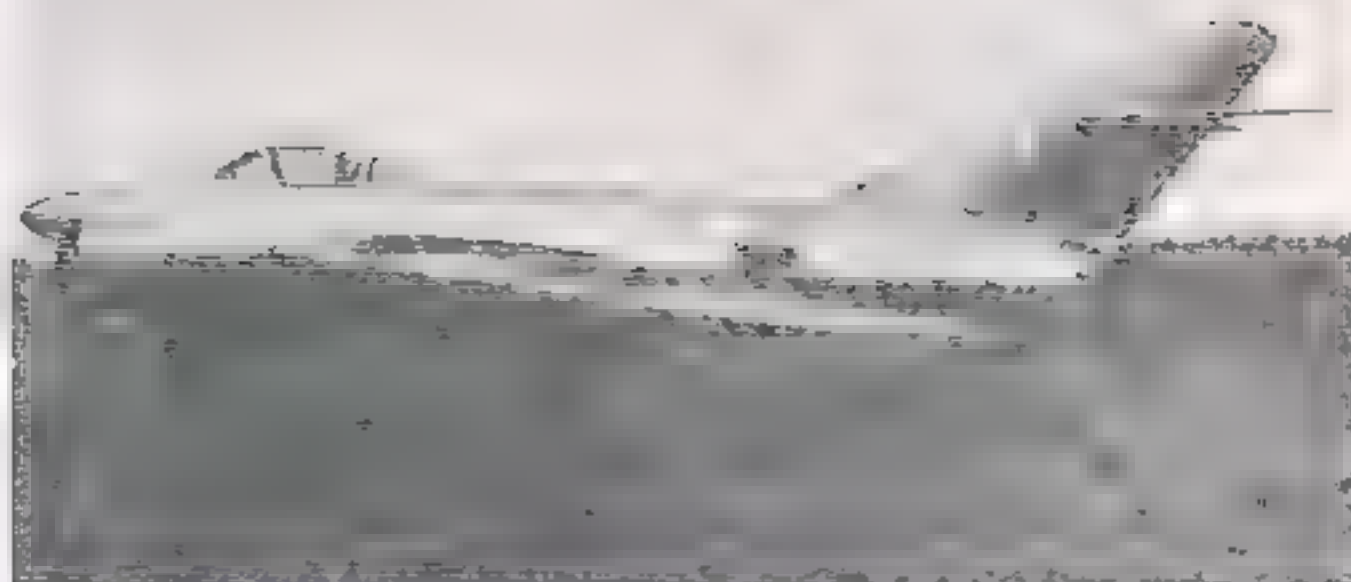


MiG-15 w Korei

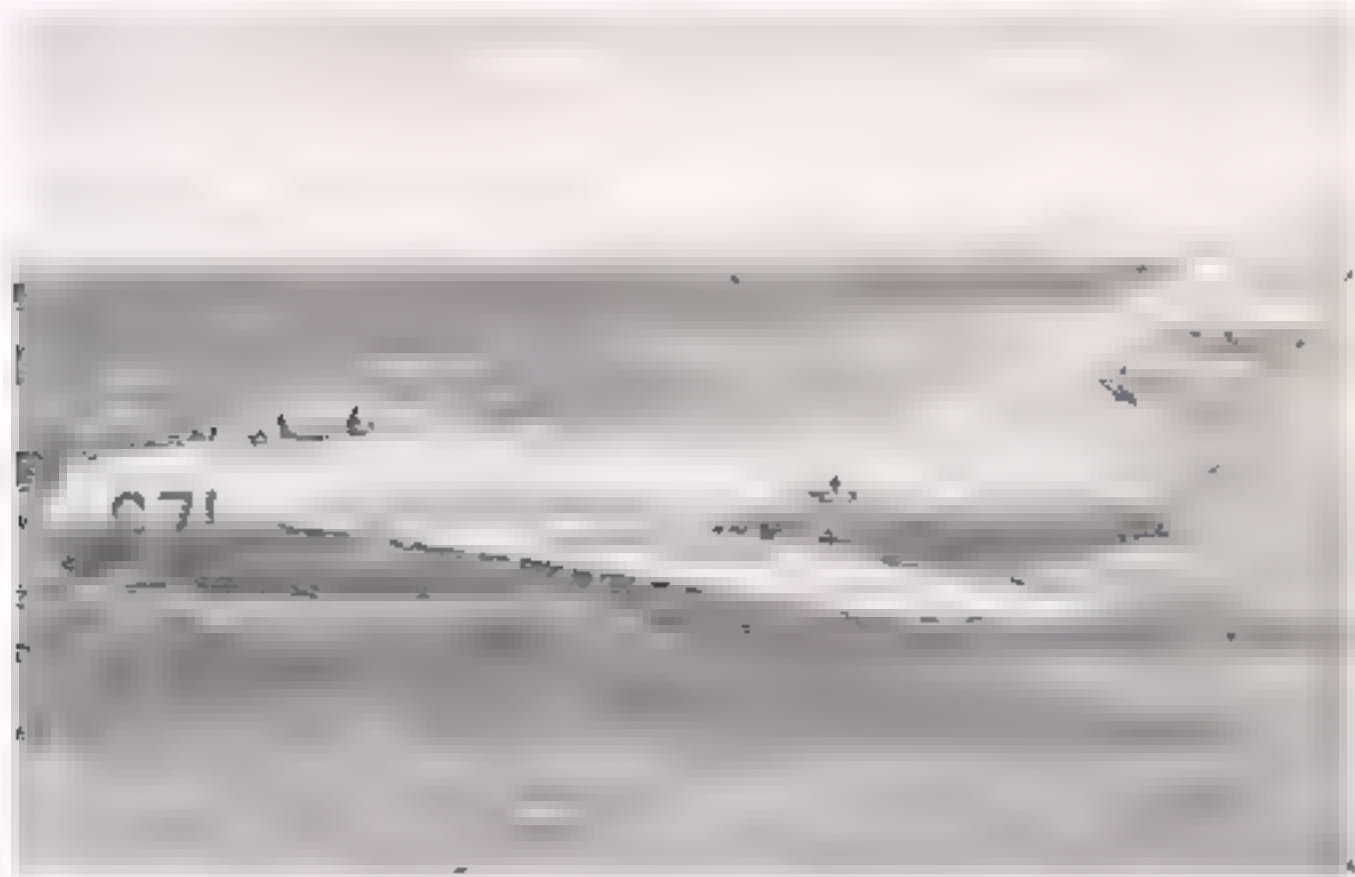
W 1950 roku, kiedy MiG-15 był wciąż prototypem, 25 czerwca rozpoczęła się wojna koreańska. Z jednej strony wyszedł wojsko KRL-D oraz w późniejszym okresie ochotnicy z drugiej strony Korea Południowa. Zważywszy na ONZ (w praktyce było to armia USA w koalicji z państwami krajami Zachodu: Wielką Brytanią, RPA, Australią i Kanadą). Początkowo silne ostrzeżenie obu stron było nieobecne. Na koniec roku 1950, głównie w rezultacie bombardowań wojsk lotnictwa KRL-D przestało się zdarzać, miało jedynie 18 sprawnych samolotów. Na przeciwieństwo przeciwnika, lotnictwo amerykańskie w Korei liczyło 5 eskadr i 12 powołań naszego pułku. W tym czasie B-29, B-70, F-80, F-84, F-51, F-86 oraz F-4 i F-105. Na pomoc KRL-D przybyli w edy ochotnicy z państw z Zachodu, pierwsze MiG-15 w powietrzu pojawiły się w obu stronach powietrza, choć praktycznie przez cały czas w powietrzu przeważały samoloty amerykańskie dysponujące bardziej różnorodnością sprzętu i przede wszystkim większą liczbą personelu.

W listopadzie 1950 roku, po kilku dniach walk powietrznych między samolotami, między innymi, takimi jak F-86 i F-84, a także samolotami L. Johnson w swojej książce o historii wojny powietrznej, doszedł do wniosku, że samoloty F-86, Shooting Star i F-84, MiG-15. Na pierw MiG-15, z powodu przewagi prędkości, odlatywał, a następnie po wykonaniu zwrotu bojowego atakował od strony śmigła, przetrwał F-80. W następnych tygodniach, przybywał do Korei, także w MiG-15, które z czasem były dotychczas użytko-

¹ Johnson J. E. *Full circle: The story of air fighting*, 1962, s. 261-272



SP-2

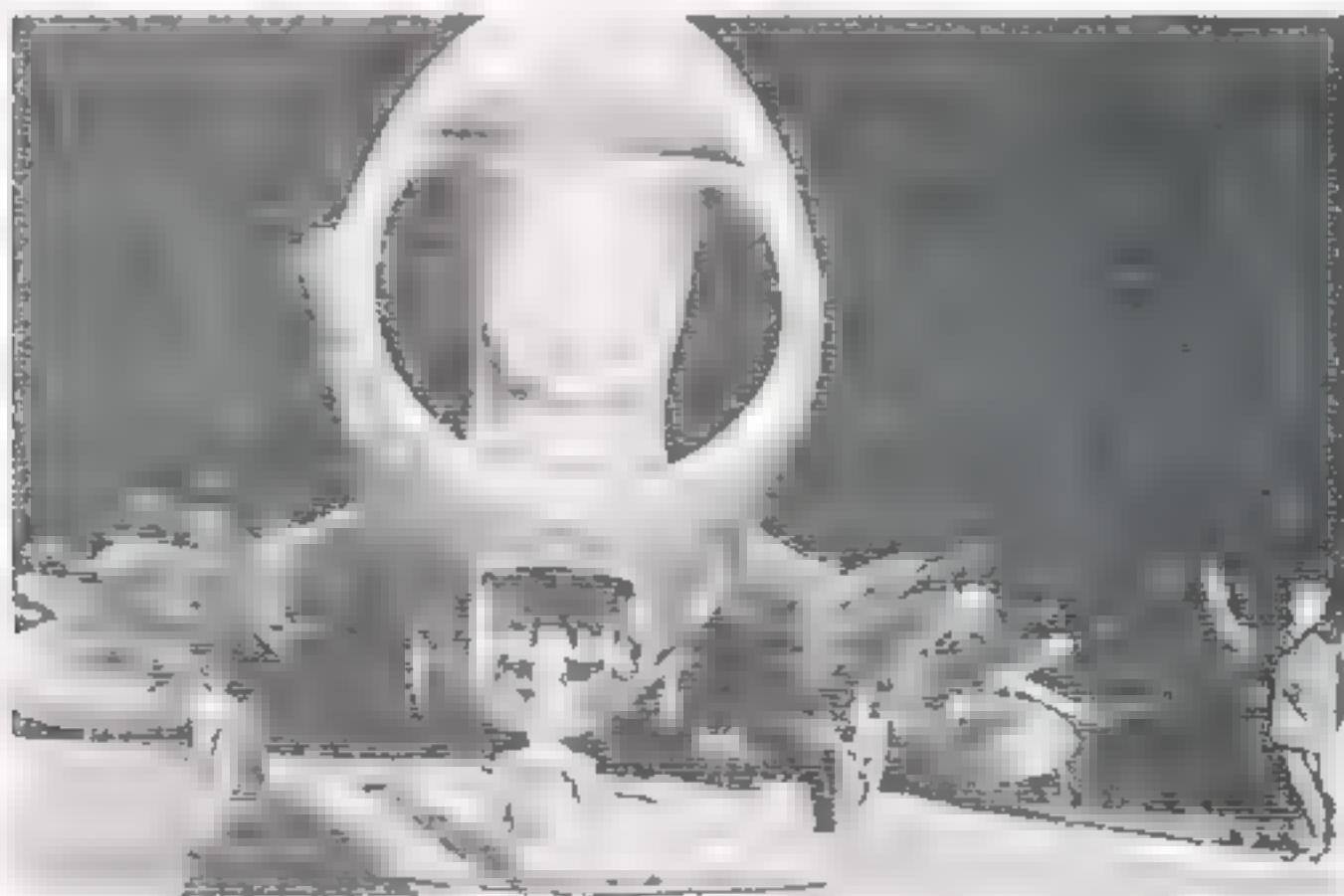


SI-02

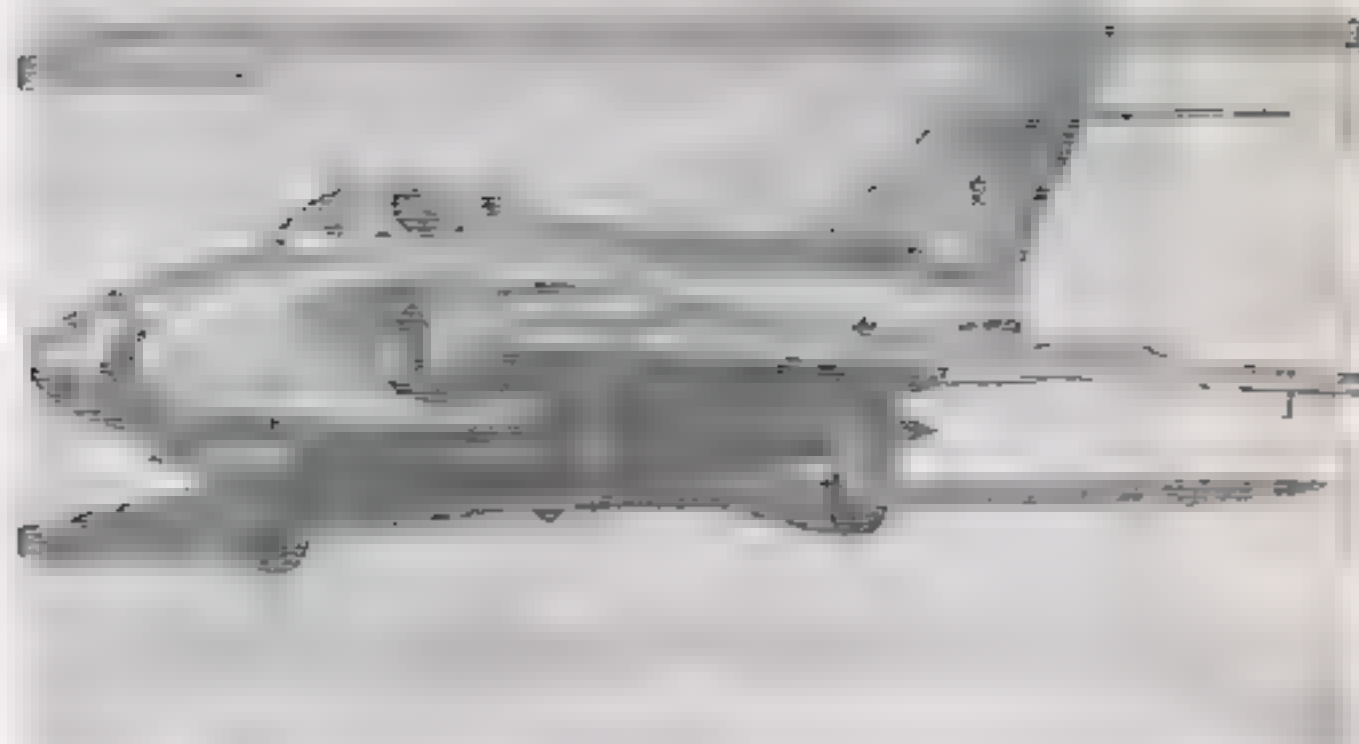
wznoszącego po niepodziewanej awarii. Gdy jednak samemu skądś niezbędne jest szybkie
 działanie, niemal bez udziału świadomości i racjonalności przytłacza się przez jednym z pierwszych
 lotów na SP-2. Po niepodziewanym wstrząsie Siedow zareagował błyskawicznie, a po adowa na
 okazało się, że ze sterów zostały jedynie fragmenty. Siedow przywodzi z tego lotu zapis urządzeń
 pomiarowych pozwalające na przeanalizowanie przyczyn awarii, a okazał się ma krótkotrwały,
 dziesiętosekundowy flatter usterzenia. Inna z trudności było odwrotne działanie oleń przy dużej
 prędkości, dala o siebie znacząco niewystarczająca siły waleń skrzydeł. Zawsze w locie następuje

Wiedząc fakt że samolot porusza się nienaturalnie, podlega drganiom. Pierwsze dowody zakłade-
nie skonstruowano, konstruując przez Mikojana podczas próbnych strzelan na poligonach niezbyt
masywne lotnisk. W samolocie wszystkie masy jego miejsce, musi być proporcjonalne do ciężaru,
a konstruktorzy czuli objętość i sporty i dopiero ze zmniejszeniem rozmiarów i masy pocisku
Ostraszano także samoloty z powodu zwichnięcia podwieszania rakiet, do czasu uzbrojenia chwila-
nie było wewnątrz kabiny rakiety. Postęp w tym kierunku następował jednak szlukiem i na początku lat
pięćdziesiątych w ZSRR przysposobiono do wytworzenia nie eksperymentalnych, lecz bojowych
rakiety laski powietrze powietrze. Jednym z podstawowych zagadnień było opracowanie techniki
sterowania. W Związku Radzieckim rozpoczęto od badań metody wiązek, prowadzące
odpalamie rakiet i sterowanie wiązką elektromagnetyczną pochodzące z radaru samolotu
sterującego cel. Antena odbierająca promieniowanie znajduje się w tylnej części rakiety. Sygnal
z niej przechodzi przez aparaty wypracowujące korekty przekazywane na ster pocisku.
Wadą tej metody jest zmniejszanie się dokładności w miarę zwiększania się odległości celu
sterowanego szkodliwym kształtem wiązek prowadzącej. Znacznie lepsze rezultaty udało napro-
wadzić na pociskach korekcyjnych. Taką metodę zastosowano w pierwszym rzędzie
sterowania pociskami rakietowymi korekcyjnymi powietrze powietrze. Wprowadzono do uzbrojenia
B-10 K-5 korekcyjny pocisk w czasie specjalisty. Zestawienie zestawem ładującymi
nowoczesne kompleksy uzbrojenia rakietowego. W roku 1953 zbudowano niewielką serię
samolotów Mikojana i PM w literaturze nazywanych czasem MiG-17PFI (oznaczenie fabryczne
SP-2) które miały zamiast czterech artyleryjskiego mieć 4 rakiety K-5.

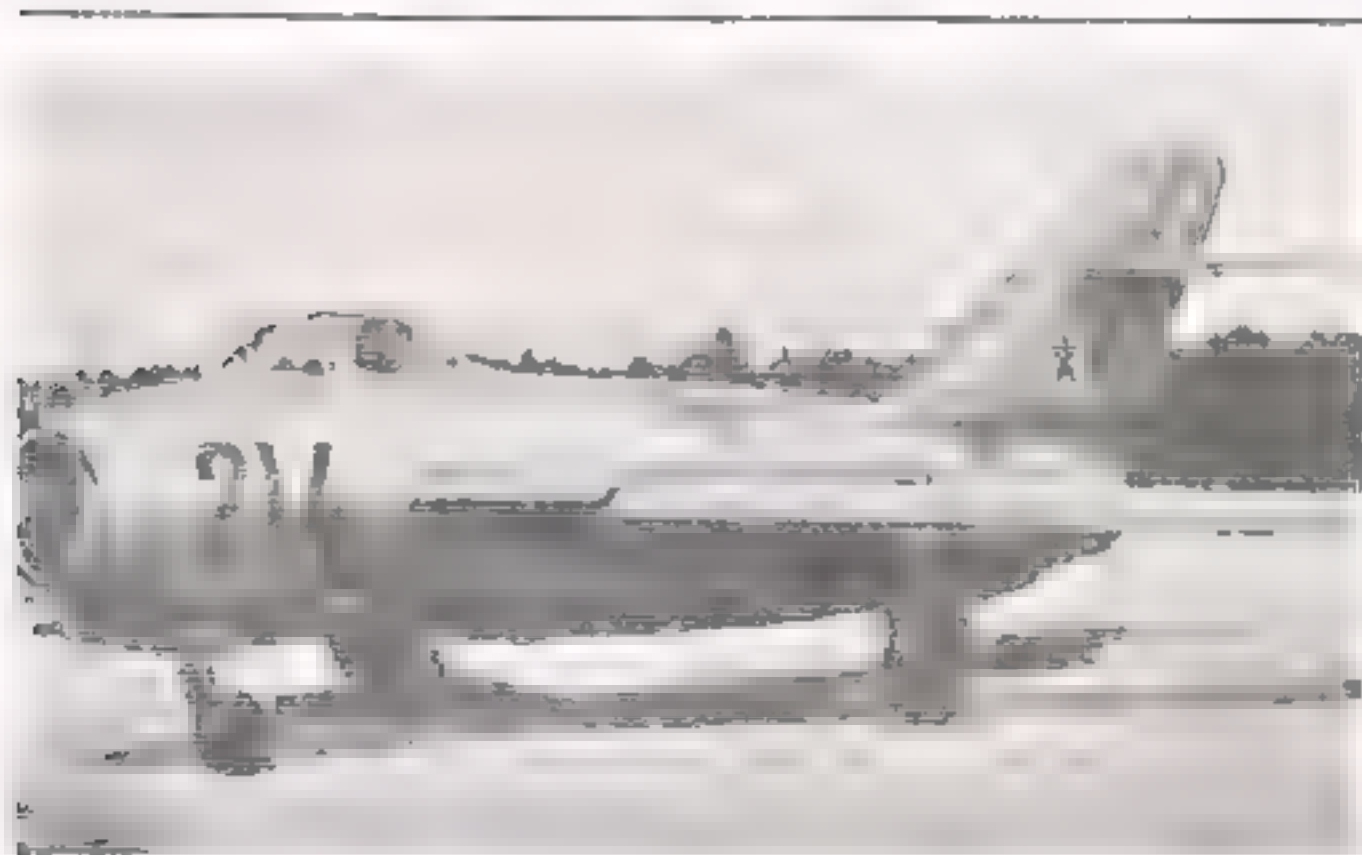
Mikojan z rozmyślowano i przysposobowo do różnorodnych zadań. W latach
1952 roku był to nowatorski SR-1 z nowym silnikiem WK-5F o ciągu z dopalaniem
178 kN. Dzięki silnikowi SR-1 mógł się wznieść na wysokość 16500 m i tam stać tym bezwzględnie



Mikojan PM

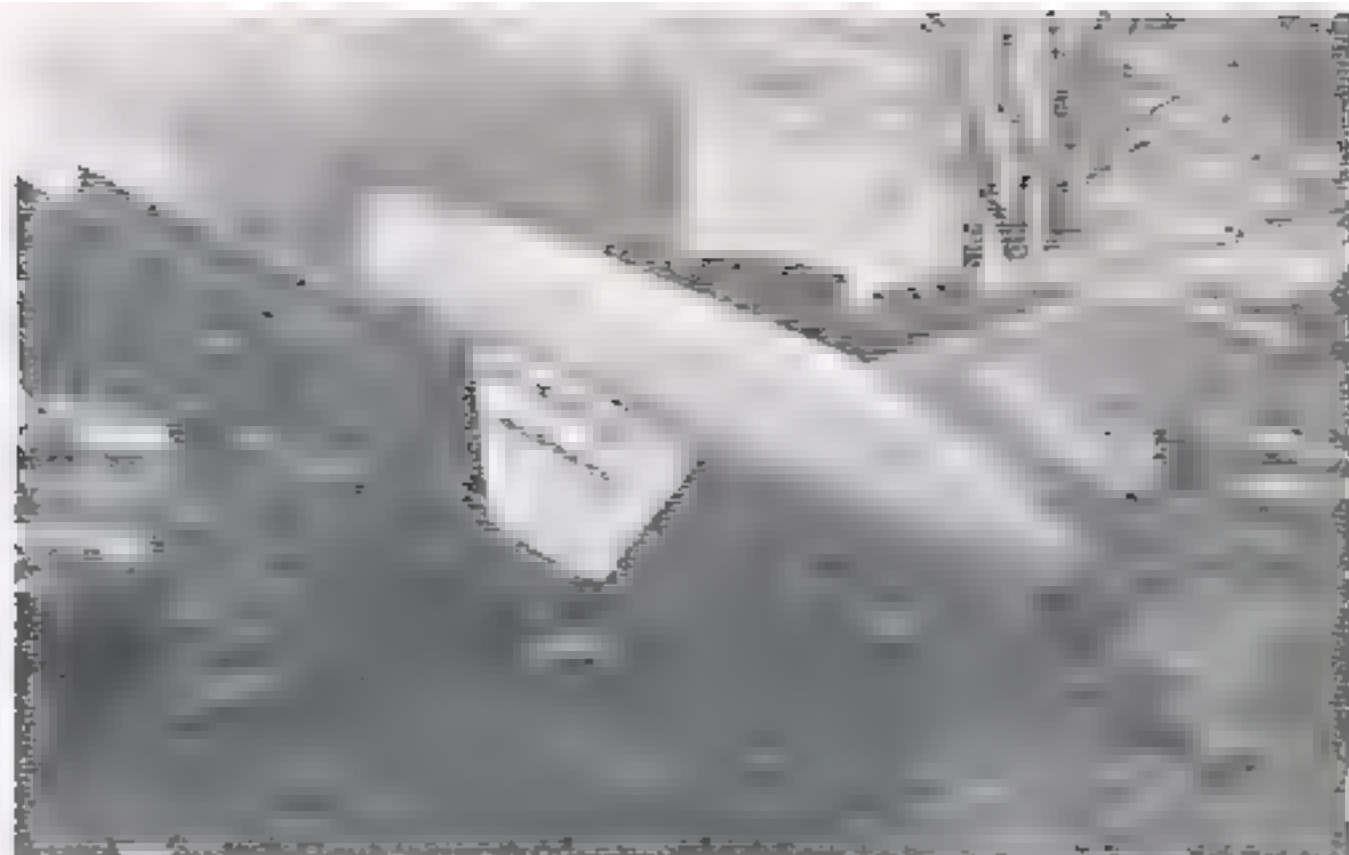


11



SI-10

zawadza do kałostrefy. Zawodu probac podsi KS od krytycznaru zowacwprowadzony to uzbrojenia w dwu wersjach - strze - szennic. Dwa KS moga byc podwieszane pod skrzydłem nosiciela rakie. Iuzab w wariancie podawa, m dta - etok wa itarylarki wojennej. Nazem w wariancie pocisku nazywany. Sopa - jest uzbrojeniem jednosiek rakietowych obrony wybrzeza. Wystrzelenia - est z wyzacz x - zowej z uzyciem dodatkowego przyspieszacza



Samolot-poisk „Sopka” (fot. P. Butowski)

rakietowego „Sopka” w warunkach ziemnych weszła także do służby w Wojsku Polskim i armii innych państw. Przybliżone dane techniczne: długość 20 m, rozpiętość 4,8 m, prędkość 1200 km/h. Silnikiem marszowym jest RD-500.

MiG-17 został opracowany przez radziecką przelotną konstrukcyjną z wyjątkiem co roku 1958, a z tym samym jest do dzisiaj w licznych krajach świata. Lotnictwo państw socjalistycznych miało MiG-17 od połowy lat pięćdziesiątych, lecz pierwsze do zmiany je do państwa Trzeciego Świata. W Polsce, CBR budowało MiG-17 na podstawie licencji. Lotnictwo polskie otrzymało pierwsze egzemplarze MiG-17F pod koniec 1956, a jesienią następnego roku oblatano licencjary L-17-5. Od 1959 r. produkowane także MiG-17F-1 i m. 5P. Opracowane w Polsce wersje: L-17-5 (L-17-5), L-17-6 (L-17-6), L-17-6MR oraz myśliwsko-szturmowe L-17-6M, L-17-6, L-17-6S oraz L-17-6M. Pierwszy chiński MiG-17F zebrano z części dostarczonych z ZSRR we wrześniu 1956 r., a po roku później zakłady w Szangaju opuszczał całkowicie tam znajdowały J-4. Oznaczenie chińskie: wersja MiG-17F-1, L-17-6. Na wzorem L-17-6 sześćdziesiątych siedemdziesiątych wytworzono w Chinach oryginalny samolot szkolno-borowy J-5 powstały jako połączenie konstrukcji J-5 z dwumiejscową kabiną starszego J-2 (MiG-15U II). Jest to jeden z dwumiejscowych wariantów MiG-17 użytkowany oprócz CBR także w Pakistanie, oznaczenie eksportowe: L-17-6.

Pierwszym konfliktem zbrojnym, w którym uczestniczył MiG-17 była obrona Egiptu przed agresją izraelsko-brytyjsko-francuska pod koniec 1956 r. Egipcjanie użyli MiG-17 na krótko przed wybuchem walk, po czym dostręgał ich znowu jeszcze przesłonięty samolotami nowo brytyjskiego RAF-u z obawy przed MiG-15bis oraz MiG-17 działał jedynie pod osłoną innych. Walki powietrzne były w tej wojnie rzadkością.

MiG-15 oraz MiG-17 spotykała Chiny Ludowych walczyli z nim 1958 r. przeciw F-86F Sabre Chin komunistycznych. Ostatniego dnia walki, 24 września 1958 r. doszło do pierwszego w historii bojowego użycia rakiet kierowanych powietrze-powietrze „Sidewinder”

Bariera dźwięku

5

Niezmiennym celem prac OKB Mikojana i Guriewicza na przełomie lat czterdziestych i pięćdziesiątych było zbudowanie samolotu myśliwskiego o prędkości naddźwiękowej. Po raz pierwszy pokonał tę barierę MiG-15L2, potem MiG-17, jednakże działo się to w lotach doswiadczalnych, trwających jedynie krótką chwilę, a od pilota wymagało wysokiego umiejętności. Potrzebny były jednak większe czynniki o samolotu, w którym przeciętny pilot wojskowy mógłby wykonywać długotrwały lot bojowy z prędkością naddźwiękową. W pierwsze kolejności wykorzystano wyprobowane sposoby: zmniejszenie oporu skrzydła dzięki ugięciu mu w większego skosu oraz zwiększenie siły ciągu silnika. Od kilku już lat trwały próby silnika Arzypa (ulki TR-3A (AL-5) o ciągu ok. 49 kN. Mikojan zastosował go w 1951 r. w swoim nowym eksperymentalnym samolocie MiG-17 (nazwę I-350), którego skrzydła miały po raz pierwszy skos 55°. Na każdym skrzydle znajdowały się 4 prowadnice aerodynamiczne. Kadłub samolotu MiG-17 był długi, wąski, usterzenie przypominało MiG-17. Dwa zbudowane egzemplarze I-350 różniły się typem ściep radiolokacyjnych i je, rozmieszczeniem i kształtem w przedzie samolotu (ub. Korszak pod kadłubem). Do pierwszego lotu przygotowywał się Siedow, ówczesny szef zespołu doświadczalnych OKB Mikojana i Guriewicza. Przetestował dokładnie wszystkie systemy, wie okrojone uruchamiano silnik, wykonano próby samolotu w tunelu aerodynamicznym. Następnie napelcono zbiorniki newelką, oszczędzając w ten sposób masę samolotu, a także unikając niebezpieczeństwa pożaru. Siedow wykonał kilka krótkich i krótkich lotów na wysokości do 1 m. Wszystko było w porządku, a mimo to podczas pierwszego lotu 16 czerwca 1951 r. niedługo po starcie silnik przestał pracować. Potem, jeszcze przywidy się medomaganie układu hydraulicznego, utrudniające sterowanie i wypuszczenie podwozia. Jedyne doświadczenie pilota i staranne przygotowanie do lotu (zgodna nam, iż zasada Siedowa: przewidywać niespodzianki) pozwoliły pomyslnie wyłowować i uratować cenny prototyp. Był to okres, gdy lekarze zabronili Mikojanowi uczestniczenia w pierwszych, na hardziej denierwujących lotach jego konstrukcji. Mikojan zakazu przestrzegał, lecz w swoim gabinecie przemawiał się nie mniej niż na lotnisku. Tego dnia przez telefon padło jedynie krótkie: „Siedow wyłowował wszystko w porządku”¹. Szczegóły usłyszał Mikojan dopiero później z osobistej relacji pilota. Do poszukiwania i usuwania przyczyn awarii przystąpiono wspólnie ze specjalistami z zespołu Laski. Powodem zatrzymania się silnika okazało

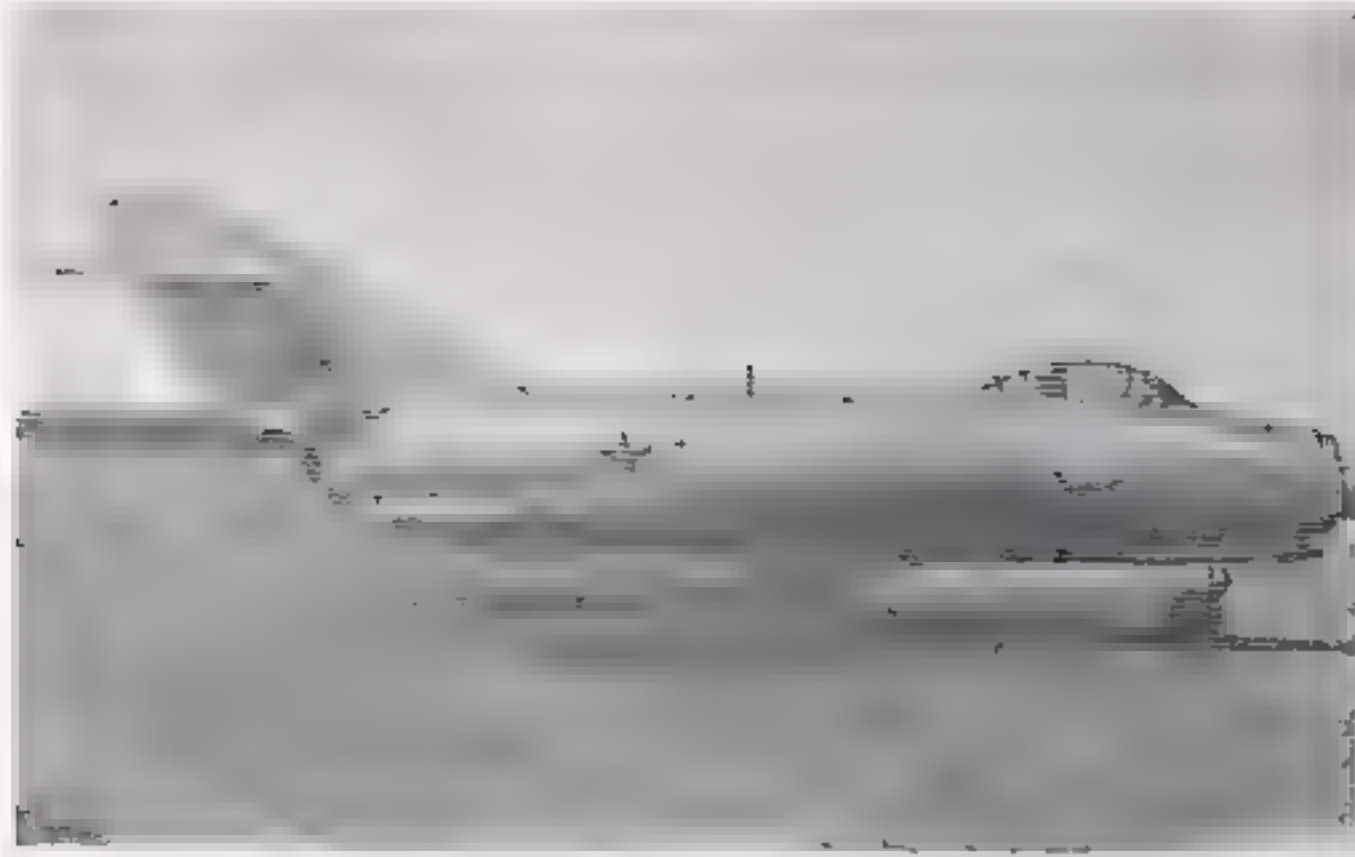
¹ Artazorow M., op. cit., s. 199



I-350 ze stacją radiolokacyjną „Изумруд”

sę niestabilne spalanie paliwa. Niestety silnik IR-3A był bardzo niepewny i Siedow wykonał na samolocie M jedynie 5 lotów, uzyskując jedynie 60 minut i tak z niedopracowanymi silnikami uznano za zbyt ryzykowne. I-350 okazał się przystojnym, ale raczej „sepej d ruzki”. Podobny był zresztą os. 191st również z silnikiem AI-5. Ten samolot konstrukcji Ławoczkina nie osiągnął sukcesu, po wykonaniu 8 lotów prób zaprzestano. Ale sytuacja nie była bez wyjścia, jednocześnie z samolotem M powstało laboratorium SM-1 (I-350) Był to serwis MiG-17 z wbudowanym w tył kadłuba dwoma silnikami AI-5 konstrukcji Aleksandra Mikojana. Silnik AI-5 był lekkim niedożrełym silnikiem o mocy 196 kN, zażywającym paliwa. Dzięki próbnym lotom SM-1 prowadzonym przez Grigorija Siedowa i Konstantina Kokkinaki udało się znacznie skrócić okres badań silnika AI-5, a przy tym opracować układ napędowy kolejnego samolotu.

30 lipca 1951 r. w Stalinalu odbyła się narada na temat przyszłości myśliwskiego, podczas której rozpatrywano zagadnienie myśliwca przeciwlotniczego, przedstawiono i zatwierdzono projekty Jak-25 oraz (200R) – samolotu rozpoznawczego (projekt Jak-25R). Mikojan otrzymał wówczas zadanie stworzenia na podstawie MiG-17 samolotu myśliwskiego dalekiego zasięgu. Aby zwiększyć zapas paliwa, wydłużono kadłub, co łączyło się też z uzyskaniem skrzydeł o skosie 55°, a także zbieżności: duża zbieżność skrzydeł była niezbędna, aby przy skosie 55° zapewnić odpowiednią sztywność płata oraz umożliwić rozmieszczenie w nim podwozia i uzbrojenia. Wybor zespołu napędowego był oczywisty: przyjęto układ z dwoma AI-5 z eksperymentalnego SM-1. Nowy samolot, jako drugi typ zbadowany w ramach programu SM, nazwano SM-2. Jego cechą szczególną było również usterzenie w kształcie litery T. Zastosowano je zgodnie ze znanymi nam już stwierdzeniem Kazmina w wyniku prób MiG-17, że przy prędkości nadźwiękowej następuje zmniejszenie efektywności sterów. W przypadku usterzenia T wydłuża się ramie działania sił powstających na sterze wysokości, a tym samym skuteczność jego działania zwiększa się. Na pierwszym egzemplarzu samolotu SM-2 (naciej I-360) wystartował Siedow 27 maja 1952 r. Już w pierwszych lotach, 25 czerwca osiągnął rekordową wówczas w ZSRR prędkość 1192 km/h ($M = 1.04$), w locie ze zniżeniem osiągnął $M = 1.14$, choć ujawniło się przy tym

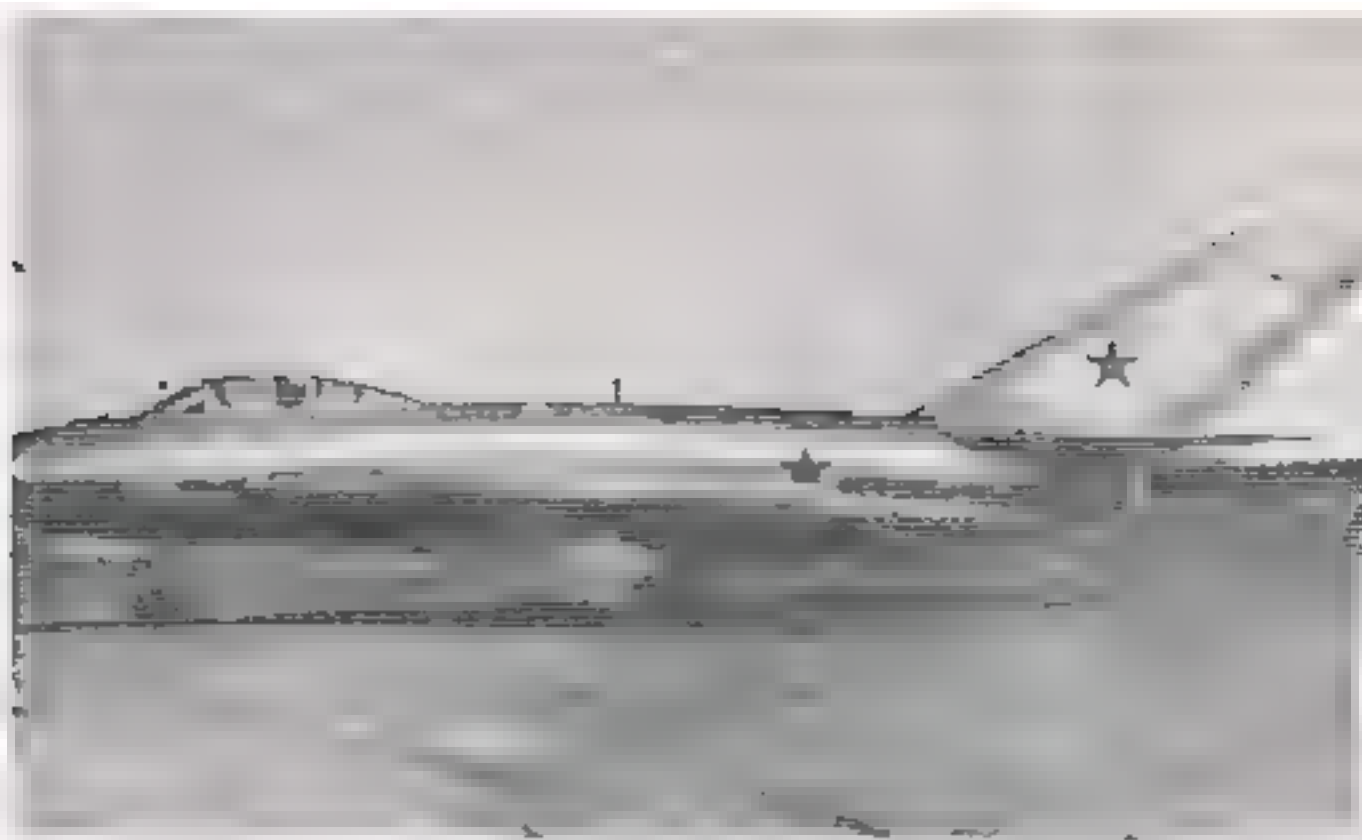


SM-1



SM-2 1

wie o niedomaganiami układu aerodynamicznego i instalacji paliwowej. Próby w locie i w tunelach aerodynamicznych CAGI wykazały, że trzeba zrezygnować z wiecie obiecującego usterzenia I. W jednym z lotów z dużą prędkością na wysokości 11 000 m pilot Wasilij Iwanow sprawdzał własności manewrowe SM-2. W pewnym momencie przy dość energicznym zwrocie wszedł w korkociąg i miał spore trudności z wyprowadzeniem samolotu z tej figury. Przyczyną uiraty



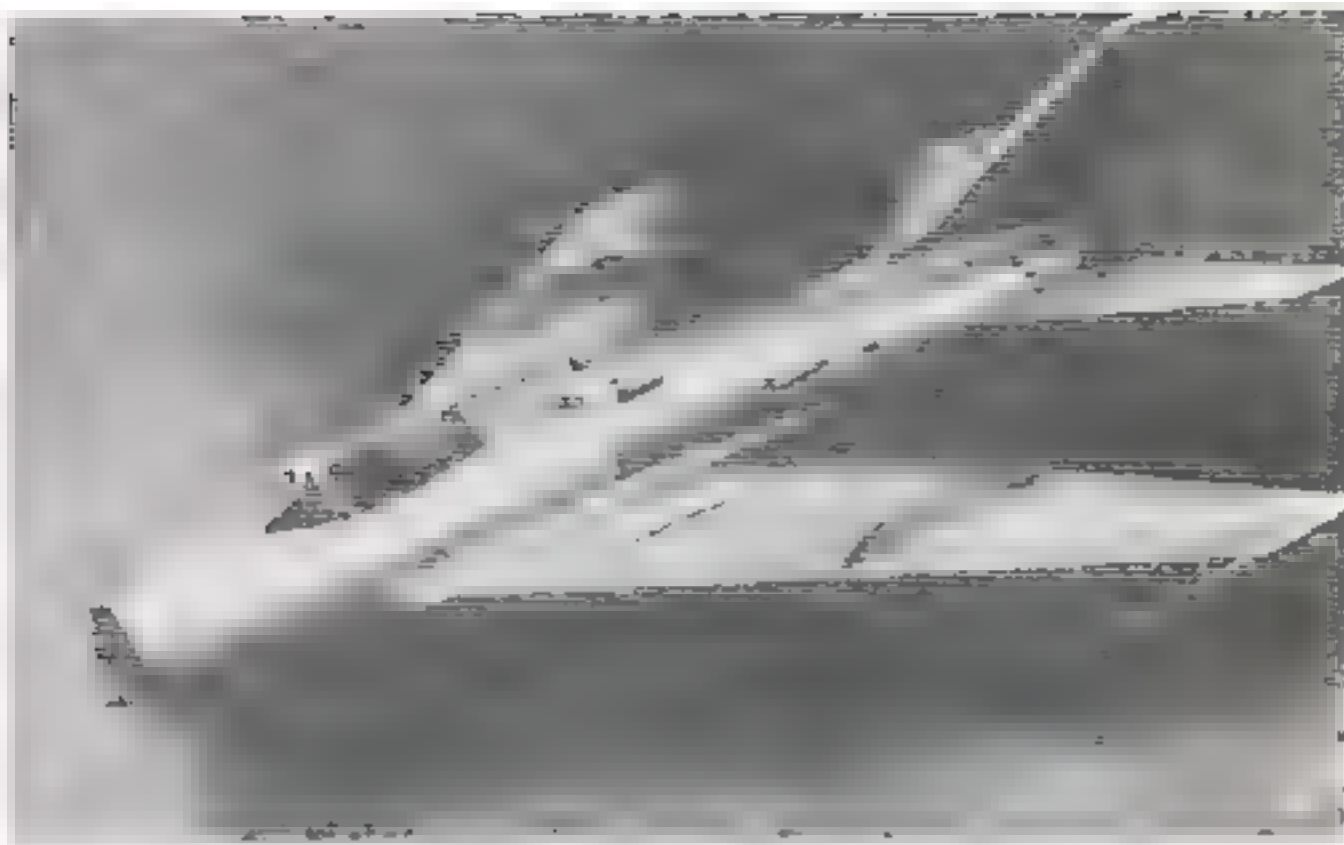
SM-2

sterowności okazało się to, że przy dużych kącie ataku ster wysokości z trudem w szerokiej strefie zawrowan powietrza spowodowanych przez skrzydło. Następną zmianą było skuteczności usterzenia, prowadzące w konsekwencji do całkowitej utraty skuteczności sterów, samolotu. Opuuszczono statecznik pionowy niżej do połowy statecznika pionowego, lecz i to niewiele pomogło. Dopiero ponowne jego obniżenie na górnej części kadłuba samolotu SM-2 przyniosło poprawę własności. Ponieważ sterzy znajdowały się bliżej skrzydeł, zmniejszała się ich odległość od środka ciężkości samolotu, trzeba było zwiększyć powierzchnie usterzenia wysokości do 5,5 m² (dla porównania: w MiG-17 — 3 m²).

Kolejna grupa problemów, jakie wystąpiły się podczas trwającego do końca 1953 r. prob SM-2 to problemy związane z silnikami i sterami. Wskazywały one na konieczność wprowadzenia do kilkadziesiąt próbnymi kłach opóźniacze hydrauliczne pozwalające uniknąć z przerwami w pracy silników i ponownym powalutowaniem zmianach chłotów sprężarki.

Jednocześnie z lotami SM-2 trzy grupy specjalistów z OKB współpracując z innymi zespołami konstrukcyjnymi i instytutami naukowymi, podjęły się opracowania wielu z nich i innych technicznych przydatnych w dalszym rozwoju programu SM. Pod kierownictwem Bratowa, Bielakowa, Wołkowa zajęto się bezwrotnym wzmacniaczem podwójnym układem sterowania, usterzeniem piętowym, automatem regulacji obrotów organów sterowania, nadzwyczajnym w ołem powietrza wpływem strzelania z pocisków rakietowych, działek na pracę silników, pokładowym radiolokatorem i rakietami kierowanymi powietrze powietrze. Efekty pracy w zakresie dwóch ostatnich tematów omówiono w poprzednim rozdziale, pozostałe będą omówione dalej.

Tymczasem zespół Mikołaj na rozwiązanie konstrukcyjne AM-5 przygotował do prob kolejny silnik, AM-9. Mikołaj wykorzystał go budując samolot SM-9, a zaraz potem jego warianty SM-7 oraz SM-10. SM-9 zachował najlepsze cechy swojego poprzednika, przeciętnie część kadłuba i skrzydła były w całości przejęte z SM-2, tył zaś przekonstruowany tak, by rozmieścić dwa silniki AM-9 o większym ciągu (z dopalaniem 31,9 kN). Zmienił się także obrys



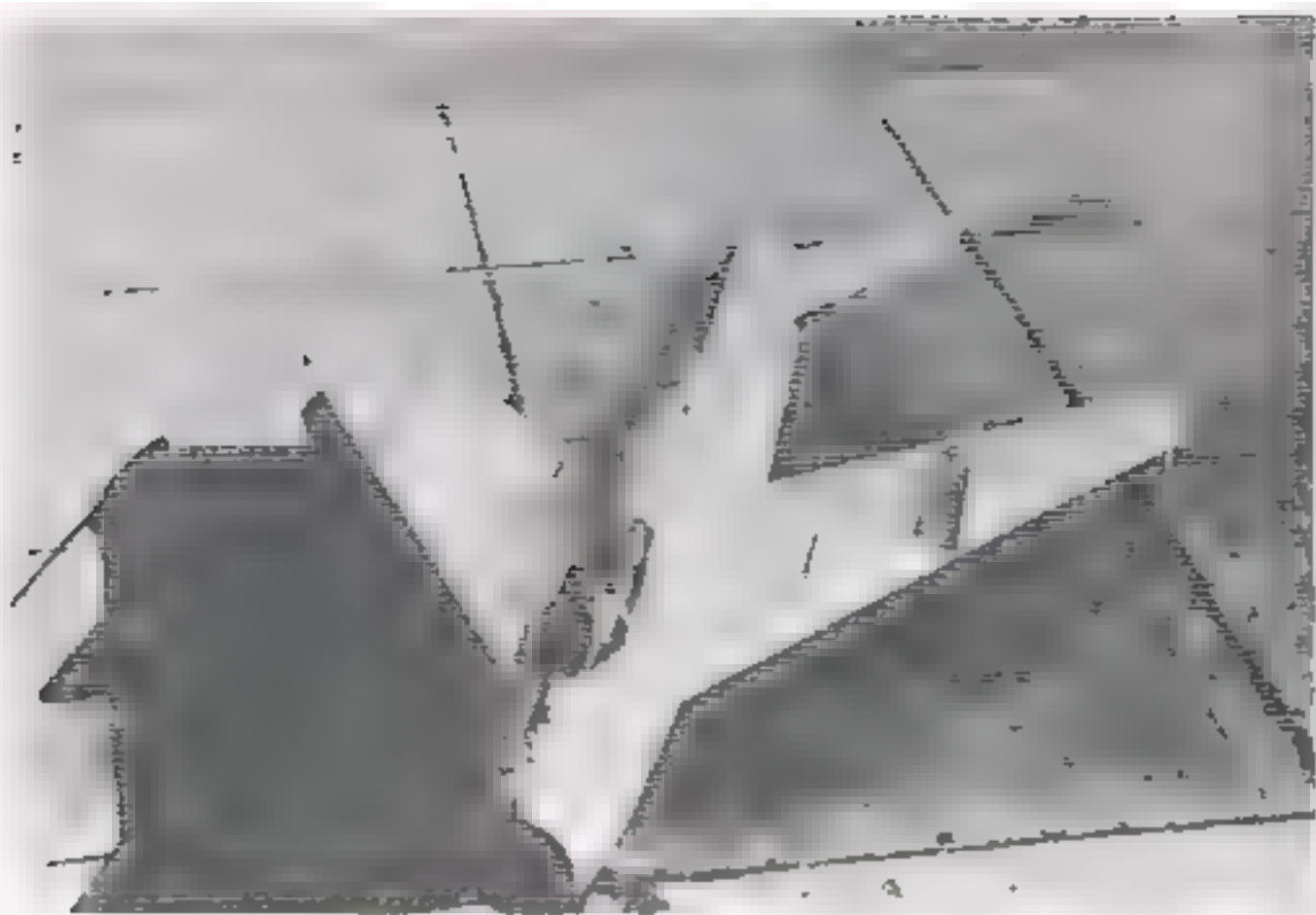
SM-9 I

sięcczynki monowego, kteremu nadano niewielkie wydłużenie do przodu. Prototyp SM-9 wzniósł się po raz pierwszy w powietrze 5 stycznia 1954 r. pilotowany przez Gieorgija Siedowa. I-2 w pierwszej lotach przekroczył barierę dźwięku, a 19 marca 1954 r. osiągnął prędkość 1452 km/h ($M = 1,33$), największą w ZSRR oraz znacznie większą niż ówczesny światowy rekord prędkości. W locie natkniwna liczba Macha dochodziła do 1,44. Sukces był duży, lecz problemy się nie skończyły. Występowało zjawisko odrywania się strug z powierzchni skrzydeł, pogłębiające się w przypadku skrzydeł o dużym skosie i dużej zbieżności. Trzeba było umieścić na każdym skrzydle wysoką przewodniczącą aerodynamiczną, na SM-2 była niska. W trakcie prób dodano wężyczkę we wlocie powietrza. Niedoskonała sterowność poprzeczna, deformacje łopatek silników, silna przegrzewanie się tylniej części kadłuba – wszystkie te trudności kolejno pokonano.

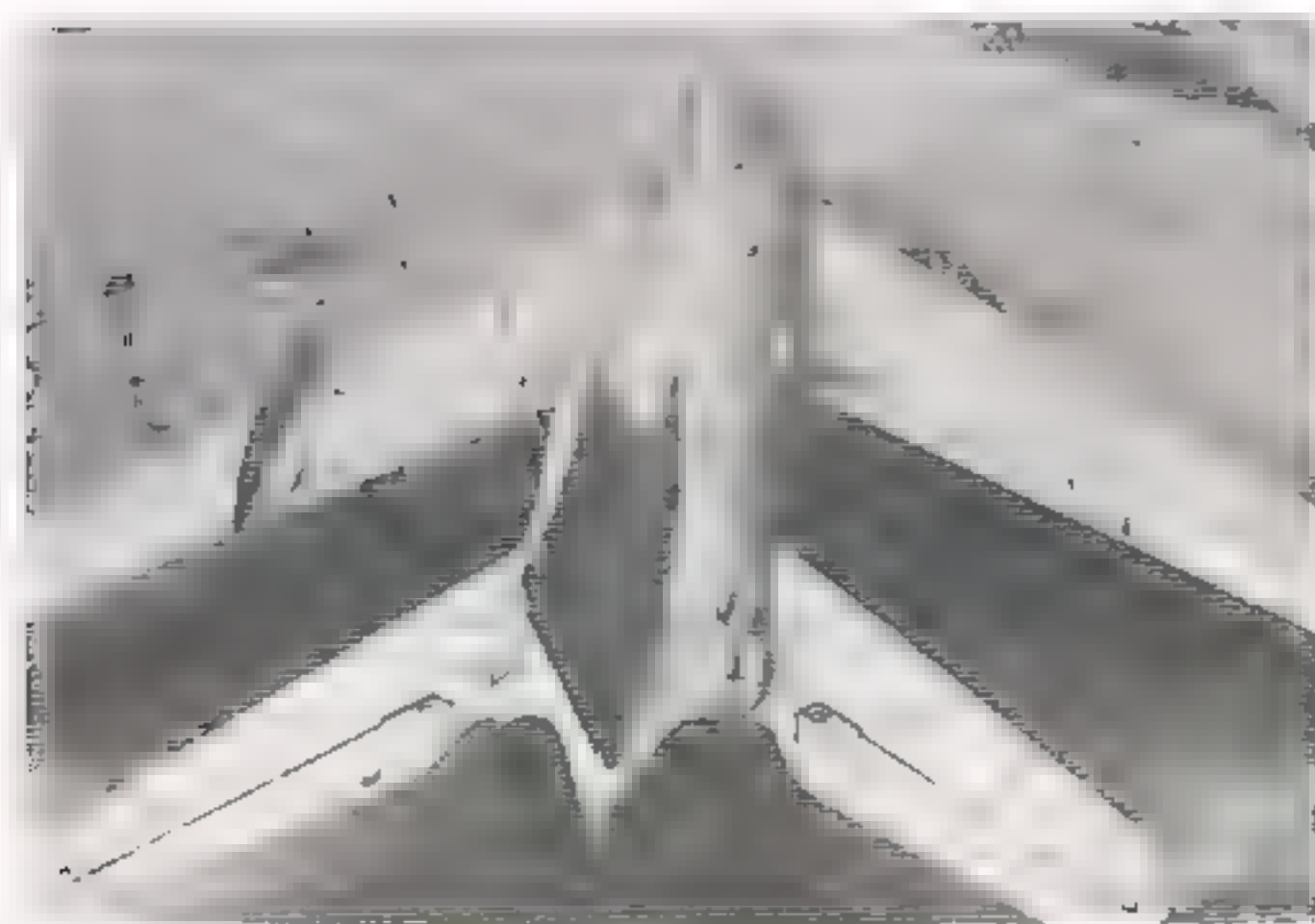
Wraz z SM-9 został zbudowany, a następnie oblatany przez Rutcewa jesienią 1954 r., myśliwiec rozpoczynający nową serię. Był to I-1 (nawet I-37), mający podobny płatowiec jak SM-9, lecz napędzany przez jeden silnik Klimowa WK-7F o ciągu 51 kN. Nieco później oblatano I-2, będący przerobką I-1 ze skrzydłami o kącie skosu zwiększonym z 55 do 60°.

Po zakończeniu prób państwowych SM-9 I skierowano do produkcji seryjnej. Otrzymał on nazwę MiG-19. Odbywało się to w szybkim tempie, nie było już nie maśnięć, lecz wręcz ciur. W maju 1955 r. został oblatany w Stanach Zjednoczonych prototyp pierwszego nadźwiękowego samolotu myśliwskiego F-100 Super Sabre, trwały prace nad wersją F-100D, zdolną do przenoszenia bomby jądrowej.

W lipcu 1955 r. seryjne samoloty MiG-19 zademonstrowano podczas defilady lotniczej w Taszycie pod Moskwą. 31 sierpnia 1955 r. w dniu zakończenia prób państwowych dwa pierwsze seryjne MiG-19 przekazano oblatywaczom wojskowym, a jednym z pierwszych, który na nich latał, był Stepan Makojan, syn Anastasa Makojana. Jednak pierwsza wersja MiG-19 nie była całkowicie udana. Zbudowano ją w niewiele ujęzemplarzach. Podstawową wadą była mała skuteczność sterzenia w locie z prędkością nadźwiękową, wywołana faktem, że



I-1 (I-370)



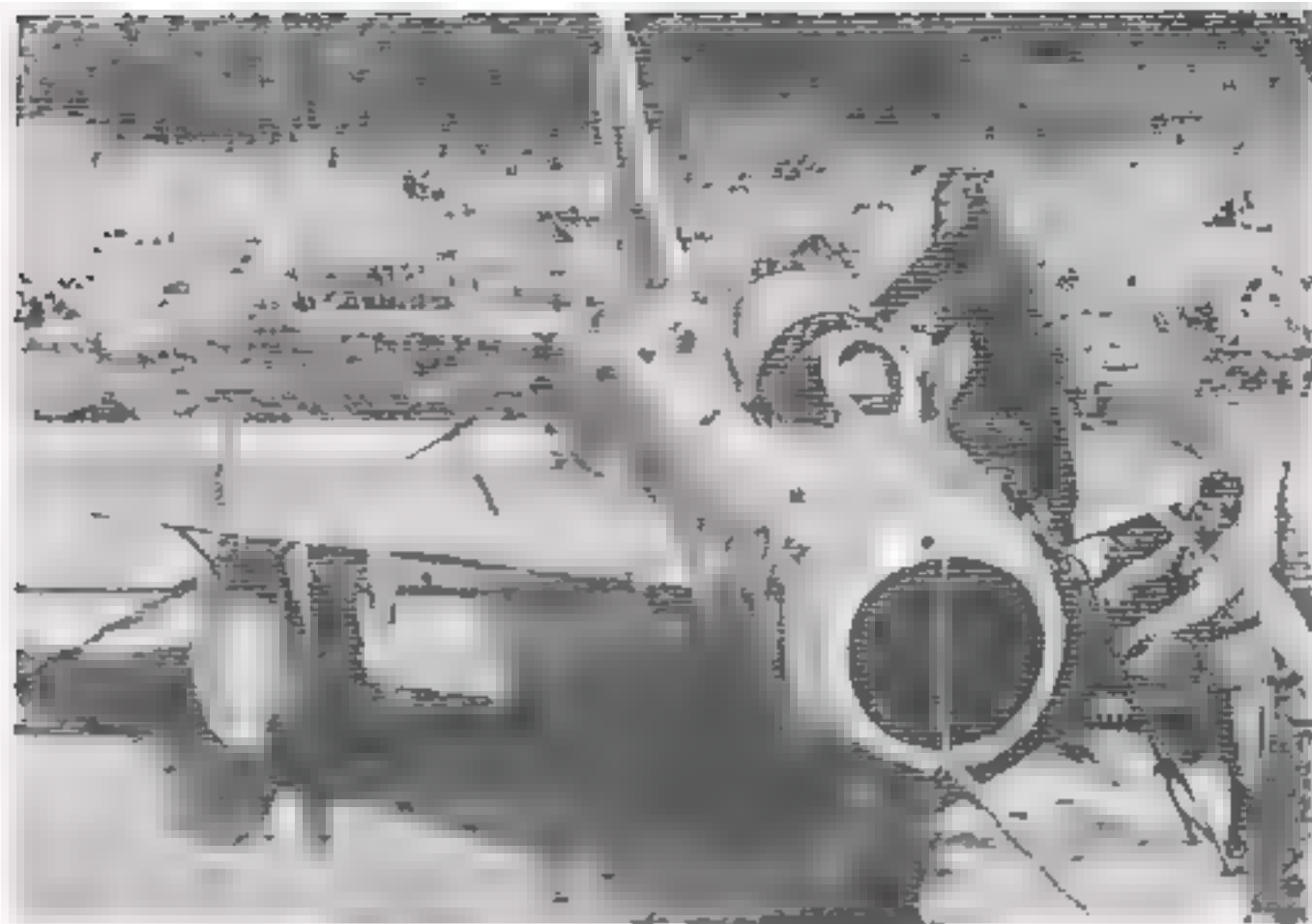
MIG-19

wraz z przekroczeniem krytycznej bezby Macha następuje zmniejszenie pracującej powierzchni usterzenia. Narzucającym się rozwiązaniem jest zamiana dotychczasowego usterzenia składającego się ze statecznika i steru na ruchomy statecznik (tzw. usterzenie płytowe). Po raz pierwszy testowano je na eksperymentalnym SI-10, będącym serią MiG-17 z przerobionym usterzeniem poziomym. Mogło ono pracować jako klasyczne, gdzie porusza się tylko ster, lub też mógł obracać się jednocześnie ster i statecznik. Próby SI-10 rozpoczął Siedow 27 listopada 1953 r., a więc jeszcze przed oblataniem SM-9. Jednak na większą część doświadczeń związanych z tym zagadnieniem wykonano na prototypach SM-9-2 oraz SM-9-3, oblatywanych w OKB przez K. Kokkinaki i później przez G. Mosołowa. Były to trudne próby. Na przykład w jednym z lotów Kokkinakiego zaraz po starcie samolot zaczął trząść się powstawały przy tym silne przeciążenia o dużej częstotliwości. Potłuczony i pokrwawiony pilot z ledwością wyjąłował. Mimo dokonania przez konstruktorów zmian, podobne sytuacje bliskie katastrofy powtarzały się jeszcze dwukrotnie. Główne trudności związane były z tym, że usterzenie płytowe dostosowane do prędkości naddźwiękowych, w pozostałym zakresie było zbyt skuteczne. Niewielki ruch drążkiem sterowym powodował silne wychylenie samolotu.

Dotknęliśmy tu innego zagadnienia, rozwiązanego po raz pierwszy na MiG-19. Nowych elementów w układzie sterowania. Wraz ze zwiększeniem prędkości lotu rosły obciążenia odczuwane przez pilota. Aby ułatwić mu pracę do układu sterowania wprowadzono wzmacniacze hydrauliczne (u Mikojała otrzymał je jako pierwszy MiG-15). Zaletą tego rozwiązania było to, że przejmując od pilota część wysiłku nie zmieniało ono charakteru sterowania samolotu. Jednak przy prędkościach naddźwiękowych tak sposób wzmacniania okazał się niewystarczający, trzeba



SM-9-3



MiG-19SF w lotnictwie NRD

było instalować silowniki wykonujące całość pracy sterowania, wskutek czego pilot przestawał wyczuwać zachowanie się samolotu. Aby przystosować sterowanie do przyzwyczajenia pilota, drążek sterowy obciążono dwiema sprężynami (jedną z nich działają podczas startu i lądowania, druga – w pozostałych sytuacjach). To rozwiązanie zastosowano w ostatnich seriach MiG-17 i pierwszych MiG-19, wywoływało ono jednak szereg nieznanych dotychczas właściwości w pilotowaniu (przede wszystkim brak możliwości oceny zmiany prędkości poprzez siłę na drążku). Pilotowanie samolotu stało się bardziej skomplikowane. Wraz z usterzeniem płytowym na SM-93 testowano więc i automat regulacji sterowania ARS-2A (automat regulowania uprzedzenia), opracowany pod kierunkiem Aleksieja Minajewa. Powodował on, że pilot odczuwał na drążku sterowym obciążenia zależne nie tylko od wychylenia drążka, ale też od prędkości i wysokości lotu. Dzięki temu, mimo całkowicie nowego układu sterowania, pilotowanie odpowiadało nawykowi nabytym na samolotach poddźwiękowych. W trakcie prób fabrycznych SM-93 zdarzały się też przypadki nie dającego się zlikwidować lotkami pochylania się samolotu na skrzydło. Na dolnej powierzchni skrzydeł zastosowano więc oryginalnej konstrukcji przerywacze kinematycznie związane z lotkami i zwiększające ich skuteczność. Po pomyślnym zakończeniu prób SM-93 skierowano do produkcji seryjnej i otrzymał on nazwę wojskową MiG-19S (od stabilizator).

Opracowane w zespole Mikojana usterzenie płytowe i nowy układ sterowania znacznie poprawiły właściwości MiG-19S w porównaniu z MiG-19, przede wszystkim zwrotność na dużej wysokości. Na przykład na wysokości 15 000 m przy prędkości przyrządowej 520 km/h promień nieustalonego zakrętu MiG-19 wynosił 9000 m, MiG-19S – 5000 m, czas zakrętu zaś zmniejszył się ze 155 do 90 sekund. Rozporządzalne przeciążenia na dużych wysokościach wzrosły o ok. 80%. Nie były to jedyne zmiany wprowadzone w MiG-19S. Wśród pozostałych

najważniejsze było przekształcanie hamulców aerodynamicznych w prowadzące je nową uzbrojenia oraz rozszerzenie wyposażenia rad odczytującego i nawigacyjnego.

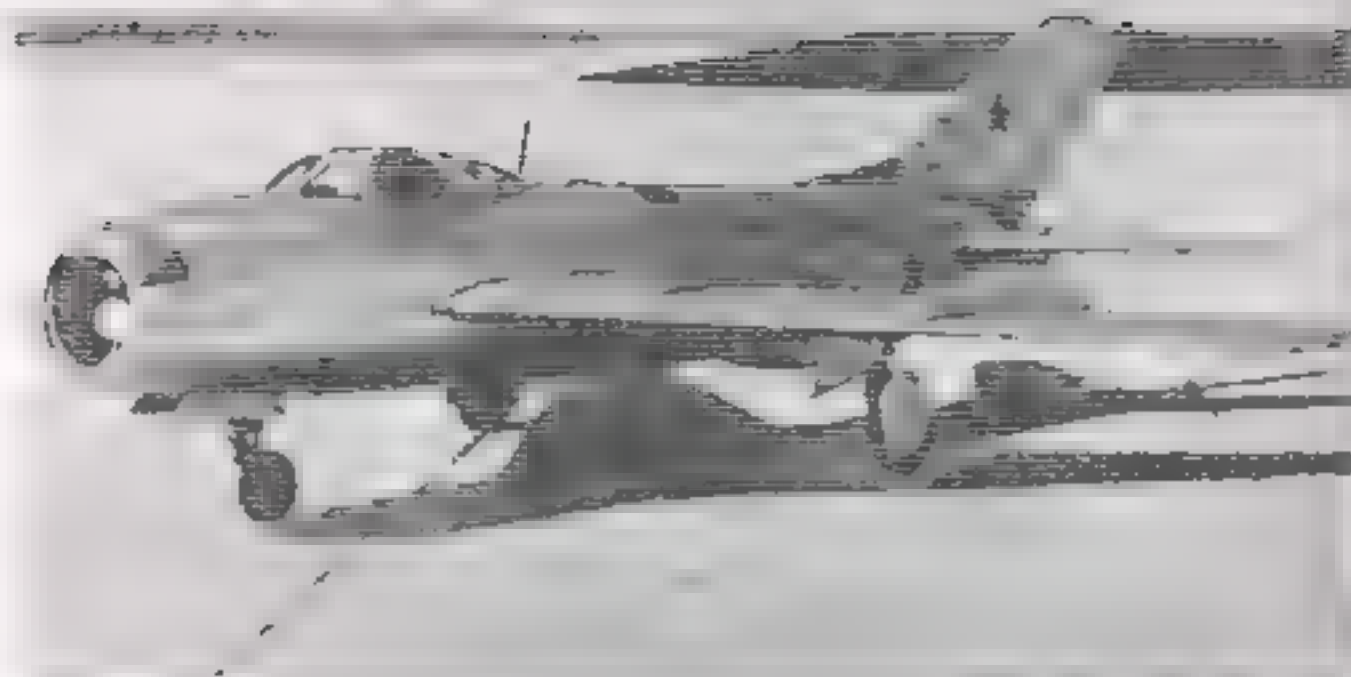
Ponieważ MiG-19 w porównaniu z MiG-15 oraz MiG-17 miał sterzenie poziome na kadłubie, trzeba było przesunąć hamulce aerodynamiczne w inne miejsce (z powodu obawy niebezpiecznego oddziaływania wychyłowych hamulców na opisyw sterzenia). W pierwszych seriach MiG-19 przesunięto więc je do przodu – niżej, jednak od przodu dochodziły sygnały ze zwichłą wysunięcia hamulców samo odgwałtownie zadzierają przed do góry, było to spowodowane podciśnieniem powstającym za hamulcem, a pod sterzeniem poziomym. Dlatego na samolocie MiG-19S pod kadłubem umieszczono rzec hamulce aerodynamiczne, który asuwa mocze zadzierający, a także zwiększa hamowanie.

Z uzbrojeniem MiG-19 związane są dwa zagadnienia: rozmieszczenie działek na samolocie oraz wprowadzenie nowych typów działek. Przygotowanie trudność z rozprężaniem sprężarek silników podczas strzelania z działek na samolocie MiG-19. Były to silniki RD-9 ze sprężarką osiową, wrażliwe na niejednorodność temperatury strumienia powietrza. W samolotach MiG-15 oraz MiG-17 problemy te nie występowały, gdyż RD-9 miały zwrot sprężarki osiowej. Niemniej było w nowym samolocie wykorzystanie poprzedniego doświadczenia pomysłu ławicy z uzbrojeniem pod przodem kadłuba. MiG-19 otrzymał więc dwa działka NR-23 dożone w osiach skrzydeł i rzec z prawej strony kadłuba – rzec ławice za wlot powietrza. Na początku lat pięćdziesiątych przeprowadzono też badania mające na celu określenie optymalnej kątów działek o różnych przebiegach. Określono, że jako uzbrojenie obronne bombowców najlepsze będą działka kalibru 23 mm, a jako uzbrojenie myśliwców – kalibru 30 mm. Odpowiadające konstrukcje zostały zamówione i po przeprowadzeniu prób porównawczych do użycia w wojsko przeznaczono działka AM-23 oraz NR-30. W samolocie MiG-19S uzbrojenie stało się z rzec działka NR-30, a także niekierowane pociski rakietowe S-5.

Pilotowanie MiG-19 ułatwiał stosowane kombinowanie w samolocie. Samoloty odrzutowe otrzymały kabiny hermetyczne, lecz potrzebne było podwójne zabezpieczenie pilota – przecież wystarczy drobne uszkodzenie by nastąpiło rozhermetyzowanie kabiny. Oczywiście problem ubioru wysokościowego nie był rozwiązywany w całości w zespole Mikojana, zaplanował się um głównie konstruktorzy specjalizujący się w tym rodzaju wyposażenia. Pierwszy model kombinozonu WSS-04 nie odpowiadał wymaganiom, pilot się po ciałe miał swobodnych ruchów. Wówczas opracowano dlań rzec nowe konstrukcje wysokościowy k pensacyjny WKK-2. W tych nowych warunkach przyporządkowano rzec trykty, jednakże wystarczyły by kabina się rozhermetyzowała, a momentalnie sprężone powietrze wyschnięto przewody i kombinazon opinał ciało pilota.

Rozpoczęła się masowa produkcja MiG-19S, była to najbardziej rozpowszechniona wersja MiG-19. Bezpośrednio od niej pochodzą kilka wariantów różnego przeznaczenia. Wysokościowy MiG-19SW (W od wysokości) powstał w 1956 r. przez zmniejszenie masy konstrukcji o 23 kg (m.in. ograniczono uzbrojenie do dwóch działek skrzydłowych, usunięto radiowysokościomierz RW-2 i skadłuchter hamulący) i zastosowanie nowych silników RD-9BF-2. Osagony on pal p 18600 m. Samolot rozpoznawczy MiG-19R (R od razwiędcz) różnił się od MiG-19S jedynie zamontowaniem aparatu fotograficznego AF-4-39. Po zastosowaniu silników RD-9BF-1 zbudowano w 1956 r. kreską serię samolotów MiG-19SF – osiągnęły prędkość 1560 km/h. MiG-19SF miał na skrzydłach dobudowane dwa wysięgniki do podwieszania rakiet kierowanych K-5. Wersja ta była użytkowana przez lotnictwo NRD i Wietnamu.

W tym samym czasie co SM-9-3 oblatywany był przez Nefocowa samolot SM-7 mający na pokładzie stację radiolokacyjną RP-5. Początkowo nie miał on sterzenia płytowego.



SM-7.1

SM-7.1, później wprowadzono na nim wszystkie zmiany zastosowane na SM-9.3. Powstały w ten sposób prototyp SM-7.2 był następnie produkowany seryjnie jako MiG-19P (od „pier echwatek” – inaczej samolot 62). Od MiG-19S różnił się przede wszystkim zmniejszonym uzbrojeniem, poszerzoną kabiną pilota oraz nieco innym wyposażeniem maszynami. W późniejszych latach z modyfikowano MiG-19P, dodając pod każdym skrzydłem wysięgnik nosący rakietę samonaprowadzaną na podczerwień K-13. Podobną do MiG-19S była modyfikacja MiG-19PF z silnikiem RD-9Br-1. Innym wariantem był MiG-19PC, różniący się od MiG-19P zastosowaniem silnika „Garzont-1” służącej do naprowadzania samolotu na cel z naziemnego punktu dowodzenia.

W niewielkiej serii zbudowano samolot MiG-19PL (od „skorcieli”, wariant MiG-19P z dodatkowym przyspieszaczem rakietowym podwieszanym pod tylną częścią kadłuba, podobnie do wersji doświadczalnych SM-1.2PML oraz SM-50). W celu umieszczenia przyspieszacza przebudowano kadłub montując specjalne zaczepy oraz rozdzielając centralny grzebień aerodynamiczny na dwa, rozsuniete na boki.

W toku produkcji seryjnej zespół Mikojana nieustannie ulepszał swoją konstrukcję. Na przykład, aby poprawić stateczność MiG-19 przebudowano tył kadłuba, który przy tym stał się krótszy – zejszy. Stworzono układ zapobiegający pompażowi sprężarek silników podczas strzelania pociskami rakietowymi, ulepszono automatykę instalacji paliwowej, powiększono kanały doprowadzające powietrze do silników.

Kilka samolotów doświadczalnych powstało zgodnie z pierwotnym zamówieniem na samolot myśliwski dalekiego zasięgu i z tego powodu wyposażono je w instalację do uzupełniania paliwa w powietrzu oraz w zwiększony zapas igr. Zbudowano kilka prototypów SM z różnym umieszczeniem urządzeń do uzupełniania paliwa. Najbardziej znany z nich to SM-10, z wężem paliwa na końcu lewego skrzydła, oblatywany przez Kokkinakiego.

Wariantami SM-7.2 były samolot z uzbrojeniem składającym się z 1 działka kalibra 30 mm i 2 pocisków rakietowych K-5 oraz samolot SM-7.2M budowany później w dużej liczbie



SM-7.2



SM-10

jako MiG-19PM (M od modyfikowany) uzbrojony wyłącznie w kierowane pociski rakietowe. W tym celu usunięto działko, a w nasadach skrzydeł umieszczono 4 wysięgniki do podwieszania rakiet RS-2U'S (K 5). Stację RP 5 zamieniono na RP-2U „Izumrud-2”, przystosowaną do strzelania tymi pociskami. MiG-19PM (miejscowo samo ot 65) był pierwszym w ZSRR

produkowanym w Juzejskiej samolotem myśliwskim uzbrojonym w kierowane pociski rakietowe „65” to oznaczenie samolotu w zakładzie produkcyjnym, nazwa SM-72M stosowana przez OKB a MiG-19PM – w wojsku. Wariantem samolotu MiG-19PM był MiG-19PMH z urządzeniem telemetrycznym „fiazur”, umożliwiającym przyrządowe naprowadzanie samolotu z wysokości na cel powietrzny.

Pod koniec lat pięćdziesiątych MiG-19 był standardowym samolotem myśliwskim lotnictwa radzieckiego, użytkowanym też w państwach Układu Warszawskiego oraz w wielu innych. W Polsce od 1958 r. były dwie wersje MiG-19P oraz MiG-19PM. Znacznie bardziej rozpowszechniły się MiG-19 w krajach, w których nie produkowano, w Czechosłowacji i Chinach. Pierwsze czechosłowackie MiG-19S, oznaczane początkowo S-105 (od skądinąd opuszczonego zakładu produkcyjnego Aero Vodochody koło Pragi w roku 1958 wytwarzano tam samolotowe wprowadzające zmiany i wyposażenie z ZSRR). W toku produkcji wprowadzono niewiele zmian, przez co S-105 nieco różnił się od radzieckich MiG-19S, na przykład otrzymał dodatkowe wloty powietrza na końcu kadłuba, w celu lepszego chłodzenia dopalacza. Produkcję zakończono w 1961 roku. MiG-19 spełniał w lotnictwie Czechosłowacji znacznie większą rolę niż na przykład w Polsce. Przez długi czas był podstawowym wyposażeniem jednostek lotnictwa wojennego. W Chinach pierwszy wyprodukowany tam MiG-19S wystartował w grudniu 1961 r., a na pełną skalę produkcja ruszyła w połowie lat sześćdziesiątych (MiG-19S otrzymał nazwę J-6). Do czasu jest to podstawowy samolot myśliwski w ChRL, a także w Tanzanii i Pakistanie. W niewielkiej serii zbudowano w Chinach MiG-19P oraz MiG-19PM, a od początku lat siedemdziesiątych zaczęło uzbrowienie Q-5 będący daleką modyfikacją J-6. W zasadzie podobienstwo między nimi jest niewiele: obrys skrzydła i tył na część kadłuba. Całkowicie nowy jest przód z bocznyimi wlotami powietrza, kabina pilota, uszczelnienie, a przede wszystkim Q-5 jest znacznie większy od swego poprzednika. Oznaczenie eksportowe Q-5 to A-5, J-6 natomiast – F-6, a JJ-6 odwołuje się do wariantu szkolno-treningowy J-6) – FT-6.

MiG-19S produkowano w ZSRR w latach 1955–1957, MiG-19P oraz MiG-19PM kilka lat dłużej. W Czechosłowacji budowano MiG-19S od 1958 do 1961 r., a w Chinach od 1961 r. prawdopodobnie do dzisiaj. Łącznie stanowi to światowy rekord długotrwałego stosunku samolotu bojowego. Wyeksploatowane MiG-19 wykorzystywane były w Związku Radzieckim jako bezpilotowe zdalnie kierowane cele dla rakiet przeciwlotniczych.

Porównanie MiG-19 z analogicznymi typami samolotów zachodnich jest trudne, przede wszystkim ze względu na brak takich odpowiedników. Powszechnie porównuje się MiG-19 do amerykańskiego F-100 Super Sabre, jednak trzeba od razu zaznaczyć, że F-100 nigdy nie spełniał w lotnictwie USA takiej roli, jak MiG-19 w ZSRR. Super Sabre powstał w tym samym czasie, był pierwszym zachodnim samolotem naddźwiękowym produkowanym seryjnie. Początkowy wariant, F-100A, miał być samolotem myśliwskim produkowanym w dużej liczbie, a więc pod względem przeznaczenia bliskim MiG-19. Okazał się jednak za ciężki, a jego osiągi, w walce powietrznej zbyt małe i dlatego zbudowano tylko 203 egzemplarze. Bardziej rozpowszechniły się późniejsze wersje myśliwsko-bombowe F-100K, a zwłaszcza F-100D (1274 sztuk). Nigdy nie doszło do walki MiG-19 z F-100, dlatego porównanie ich może być tylko teoretyczne. We wszystkich parametrach istotnych w walce powietrznej przewagę ma MiG-19, a w szczególności w prędkości, pułapie, prędkości wznoszenia, manewrze pionowym (swadczy o tym wyższy stosunek ciągu silników do masy samolotu) i manewrze poziomym (swadczy o tym mniejsze obciążenie skrzydła). Jako samolot myśliwsko-bombowy większe możliwości ma F-100 (w szczególności wersja F-100D), głównie ze względu na znacznie większy udźwieg uzbrojenia.

Okazją do dalszych porównań i ocen jest fakt, że MiG-19S stanowi uzbrojenie lotnictwa Pakistanu wraz z takimi samolotami, jak amerykański F-4A i francuski Mirage III.

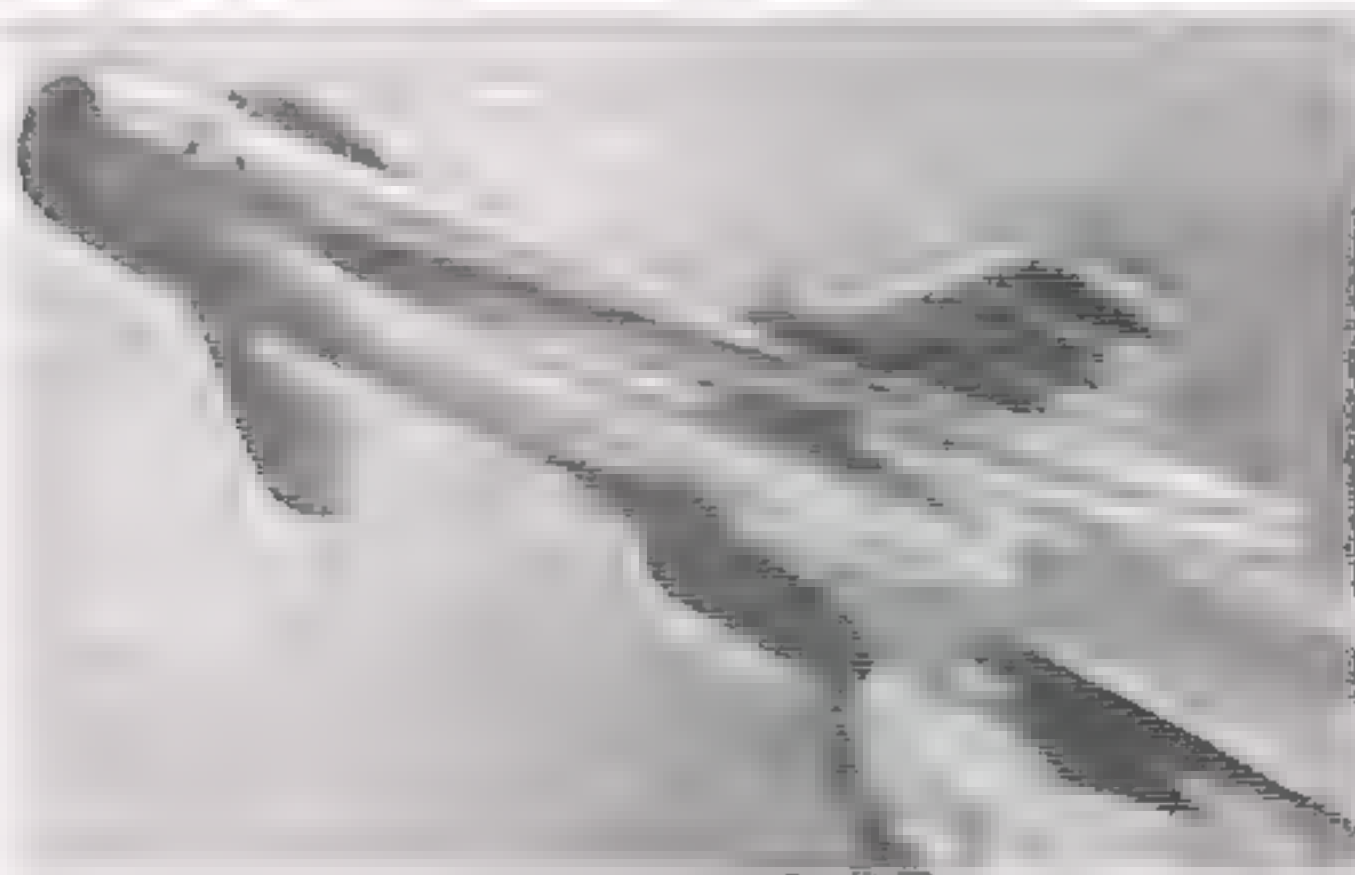
Oczywiście podobnie jak poprzednio, porównanie nie może być zbyt ścisłe, gdyż F-104 i Mirage reprezentują już następną generację samolotów myśliwskich (porównywaną z MiG-21), a MiG-19 użytkowane przez Pakistan to chińska wersja F-6. Mimo wszystko pakistańscy piloci w walce powietrznej preferują MiG-19. Jest on prostszy w pilotowaniu, ma lepszą zwrotność nawet bez jego wyjątkowego mechanizmu skrzydła, podobną prędkość wznoszenia na średnich wysokościach oraz jest bardziej wytrzymały. Podkreślają jego zalety z punktu widzenia bezpieczeństwa, osiąganie manewrów dzięki możliwości kontynuowania lotu na jednym silniku, zdwojeniu instalacji hydraulicznej oraz istnieniu awaryjnego układu sterowania sterzeniem płytowym. Za największe wady uznają resurs silników wynoszący 200 godzin (do pierwszego remontu) oraz trudność przerobienia MiG-19 na samolot myśliwsko-bombowy ze względu na brak miejsca pod skrzydłem na dodatkowe uzbrojenie.

Historia samolotu MiG-19 nie ogranicza się do przedstawionych wyżej wersji seryjnych i prototypowych. MiG-19 stał się osnową kilku niezwykle interesujących eksperymentów. Pierwszy z nich samolot startujący z wyrzutni, wywołany został dwiema przyczynami: ciągłym wzrostem wymagań samolotów wojskowych wobec lotnisk oraz agresywnymi działaniami lotnictwa rozpoznawczego państw NATO. Podczas II wojny światowej budowanie lotnisk dla samolotów myśliwskich było łatwe – w pobliżu szosy lub linii kolejowej wybierano dość duży obszar płaskiego terenu, nieco go porządkowano i po przygotowaniu niezbędnych pomieszczeń i krótkim czasie było lotnisko gotowe wykorzystywać do zadań operacyjnych. Po wojnie lotniska stały się coraz słabszymi obiektami podatnymi w warunkach wojny jądrowej na zniszczenie. Decydując o tym, łatwiej uszkadzać parokilometrowe pasy startowych z betonu kończących budowania nowoczesnych samolotów odrzutowych. Konstruktorzy na całym świecie szukali sposobów obejścia tych ograniczeń, głównie poprzez zmniejszenie długości rozbiegu i obrotu samolotu. Potrzeba takich rozwiązań stała się jeszcze bardziej pilna za następne 10 lat, wówczas też powstanie kilka konstrukcji Mikojana, w których zostaną one zrealizowane. Istotnym mustem w tym czasie stała się mechanizacja skrzydeł, przyspieszacze startowe i spadochrony hamujące (MiG-19 był pierwszym seryjnym samolotem radzieckim, w którym zastosowano spadochron hamujący do skracania dobiegu). Idea samolotu o tzw. starcie zerowym jest stara. Mikojan podjął ją w jednym z wariantów MiG-15, tym razem jednak zrealizowano ją w pełni udanie.

Drugim powodem zbudowania samolotu startującego z miejsca to rosnąca aktywność lotnictwa rozpoznawczego państw kapitalistycznych. Przypadki naruszania przez samoloty NATO przestrzeni powietrznej państw socjalistycznych notowano od dawna, np. 8 kwietnia 1950 r. amerykańska superforteca przekroczyła granicę ZSRR od strony Bałtyku. 4 września 1954 r. samolot Neptune szpiegował rejon portu Nachodka. Kilka innych przykładów znamy już z historii MiG-15, jednak lotnictwo myśliwskie państw socjalistycznych potrafiło się z nimi porać. Amerykanie chcieli zmienić sytuację budując specjalne samoloty rozpoznawcze zdolne osiągać pułap zabezpieczający je przed atakiem myśliwców oraz duży zasięg. W 1953 r. zmodernizował w tym celu licencyjny bombowiec B-57 (angielski Canberra) dając mu zwiększone skrzydła, zapas paliwa, a w 1955 r. wystartował pierwszy egzemplarz szpiegowskiego U-2. Od 1956 r. na lotniskach w Wielkiej Brytanii i RFN stacjonowały U-2A oraz U-2B (oficjalnie nazywano je samolotami do badań meteorologicznych na dużej wysokości). Zamierzano je były znane w ZSRR, aby przechwytywać samolot rozpoznawczy tam, gdzie się on tego nie spodziewa (a więc z dala od lotnisk) oraz uzyskać krótki czas nabrania odpowiedniej wysokości, zastosowano pomysł wystrzelenia samolotu z wyrzutni. Zdolne startować z ruchomych wyrzutni samoloty myśliwskie mogłyby działać bez stałych lotnisk, pierwszymi celami ataku przeciwnika w każdej wojnie.

Przewidyując przyszłe trudności pracownicy OKB Mikołajana i Gurniewicza stwierdzili, że pomysł wart jest jednak realizacji. Jego wadami są przede wszystkim duże przeciążenia działające na pilota podczas startu oraz fakt, że — niestety — aby wylądować samolot potrzebuje normalnego lotniska. Do realizacji konstrukcji oznaczonej kryptonimem SM-30 przystąpiła grupa kierowana przez Michaiła Gurniewicza. Pod tylną część kadłuba MiG-19 podwieszono silnik odrzutowy PRD-22 z czterystukilogramowym ładunkiem. Bardziej złożonym zagadnieniem było skonstruowanie wyrzutni startowej. Ostatecznie zbudowano ją na wielokołowej platformie doczepianej do specjalnego ciągnika. Pierwszy start zaplanowano bez pilota, a zadaniem wyznaczonym sobie przez konstruktorów tego dnia było sprawdzenie słuszności całego pomysłu. Czy siła ciągu przyspieszacza startowego (wraz z ciągiem dwóch silników RD-9) wystarczy do wyrzucenia samolotu w powietrze? Jakiego powstaną przy tym przeciążenia? Czy uda się skierować wektor ciągu przyspieszacza na środek ciężkości samolotu, tak by nie zszedł on z toru lotu? Do pierwszej próby wybrało wyeksploatowany już egzemplarz MiG-19, „uzbrojono” go w urządzenie pomiarowe, zaorłik napelnilono minimalną ilością paliwa. Wokół stanowiska startowego i wzdłuż przypuszczalnego toru lotu SM-30 rozstawiono kamery filmowe. Za samolotem pojawił się wielometrowy słup ognia, rozległ się huk i SM-30 wzniósł w powietrze. Po wypaleniu się odpadł silnik raketowy, a automatycznie kierowany samolot spadł na ziemię w zaplanowanym miejscu. Analiza zarejestrowanych parametrów wykazała, że jeśli chodzi o samolot, wszystko przebiegło zgodnie z oczekiwaniami. Inaczej niestety było z wyrzutnią startową, została zniszczona przez nieplanowany uderzenie gazów wydechowych. Przerobiono ją konstruując wyłobienia rozchodzące strumień gazów i odprowadzające go na boki, a następnie sprawdzono jej własności transportowe. Na platformie umieszczono ładunek o masie odpowiadającej masie samolotu i ciągnięto ją po terenowych drogach.

Pół roku po bezpilotowym starcie SM-30 nastąpiła kolejna próba tym razem z pilotem. Już od dłuższego czasu przygotowywał się do tego zadania Georgij Szyjanow, pilot



Start SM-30

doswiadczalny często podejmując trudne eksperymenty. Przygotowania te polegały na wystrzeleniu z urządzenia katapultowego. Chodziło głównie o to, by w momencie startu SM-30 pilot ani na chwilę nie utracił orientacji i panowania nad samolotem. Za pierwszym razem start się nie udał, nie odpalił przyspieszacz prochowy. Powtórzono go trzy dni później i tym razem wszystko było w porządku. Lot trwał kilka minut, analiza wyników – cały dzień. Okazało się, że dwudziesto-trzysekundowe przeciążenie wynoszące 6 g nie stanowi niebezpieczeństwa. Po kolejnych ulepszeniach wyrzutni startowej Szwajnow wykonał na SM-30 dziesięć lotów, za co otrzymał tytuł Bohatera Związku Radzieckiego. Największym niebezpieczeństwem podczas tych lotów było to, że w razie najmniejszego błędu podczas startu mała wysokość nie pozwalała protow się uratować.

Po pewnym czasie pięć zbudowanych SM-30 przekazano siłom powietrznym w celu przeprowadzenia prób wojskowych. Latali na nich między innymi: W. Swanow, G. Bieriegow, S. Mikołaj, A. Blagowieszczenki. Na zakończenie prób nowy system zademonstrowano ministrowi obrony, marszałkowi G. Żukowowi. Jak często bywa podczas pokazów dla dowódców, przy pierwszej próbie nie rozpoczął pracy silnik rakietowy. Po kilku nerwowych minutach nastąpił pomyślny start.

Dyskutowana była ewentualność uruchomienia produkcji seryjnej SM-30 z uzbrojeniem rakietowym. Oprócz startu bez lotniska jego zaletą był niewielki czas wzniesienia (na wysokość 10 000 m – 1 minuta i 6 sekund od startu). Istniało jednak kilka niedosatków (ap niewystarczający pułap, w tym jeden nie do pokorania – do wystartowania SM-30 potrzebował jednak lotniska). W zadaniu postawionym przez lotnictwo wojskowe zespołów Mikołajowa i Guriewicza określono w związku z tym wymagania: należy znaleźć i kłó rozwiązanie techniczne przy długości dobiegu mniejszej do 400 m. Rozpoczęto od wykorzystania niezawodności spadochronu trzymającego. Pilot doświadczalny Kokkinaki opanował sposób odwołania z otwieranym spadochronem w powietrzu – jeszcze przed przyziemieniem. Dało to pewne efekty, lecz niewystarczające i konstruktorzy poszukiwali innych metod. Jedną z nich było zamontowanie urządzenia hamującego na lotnisku. W poprzek pasa startowego przeciągnięto na krótkim kawałku zaczepionego spadochronu. Ładunek MiG-19 (podobne próby prowadzono w późniejszych lotach na MiG-21 – jednym z prototypów MiG-23) zamocował na podwoziu czasie spadochronów napędlali się powietrzem i samo ot zmniejszał prędkość. Wymagane graniczenie dobiegu osiągnięto, lecz cały system był zbyt skompaktowany – zbyt długi, trwał, ponowne składanie spadochronów było możliwe dopiero w stosunku do jednostek i waskowych. Spadochrony zamieniono na bębny z nawiniętą liną wyposażone w hamulce. Samolot miał specjalnym hakiem wypuszczonym pod kadłubem zaczepiać o linę, ta z kolei rozwijając się obracała i namatując bębny (umieszczone na dwóch podwoziach czołowych).

Na SM-20, innym eksperymentalnym wariancie MiG-19, pierwsze loty wykonywał doświadczony radziecki pilot-oblatywacz Amet Chan Sultan. SM-20 był prototypem ciężkiego samolotu-pocisku podwieszanego pod kadłub bombowca Tu-95.

Stworzenie SM-30, myślenie o zerowym starcie, nie było jedyną drogą podjętą w OKB Mikołajowa w celu przeciwdziałania obcym samolotom rozpoznawczym. Gdy w 1958 r. zespół Duszkiwa zbudował przyspieszacz jednorazowego działania U-19 z silnikiem rakietowym RU-017, użyto go także na MiG-19S, a powstałym w ten sposób samolotem doświadczalnym był SM-50 (inaczej MiG-19SL). Latał on z prędkością 1800 km/h, a przede wszystkim osiągał pułap 24 000 m.

Nad środkami służącymi do zwalczania wysoko lecących celów powietrznych pracowali także konstruktorzy-rakietowcy. W roku 1957 do uzbrojenia Armii Radzieckiej przyjęto pierwsze rakietowe zestawy przeciwlotnicze dla systemu obrony powietrznej. Dniem egzaminu był 1 maja 1960 r. Z lotniska Peszawar w Pakistanie wczesnym rankiem wystartował



SM-50



SM-123

zatrudniony przez CIA pilot Gary Powers na samolocie szpiegowskim U-2B. Amerykanie wysyłając go nad terytorium radzieckie liczyli na osłabioną w tym świątecznym dniu czujność żołnierzy Wojsk Obrony Powietrznej. U-2 leciał w poprzek Związku Radzieckiego, kierując się w okolice Moskwy (tak wzmiano z późniejszych dokumentów, leciał do Norwegii). Nadzieja na niezaawazony przełot była płonna, szpieg został szybko wykryty, posłano o niego w stan pogotowia jednostki OP. Sytuacja była niejasna. Nie było przecież wiadomo, jakie jest przeznaczenie lecącego samolotu. Liczono się nawet z możliwością wykonania przezeń uderzenia jądrowego na Moskwę. W tej sytuacji zdecydowano się użyć nowego sprzętu i U-2 został w okolicach Swierdłowska zestrzelony z wysokości 20 000 m pierwszą kierowaną rakietą przeciwlotniczą. Zdarzenie to było szokiem dla Amerykanów, spowodowało kryzys dyplomatyczny, ale to „już zupełnie inna historia. Rakiety przeciwlotnicze z samoloty U-2 „spotykały się” jeszcze kilkakrotnie w 1962 r. nad Kubą, w latach 1963 i 1964 nad Chinami.

Powstanie przeciwlotniczych zestawów rakietowych ostatecznie zdecydowało o zaprzestaniu rozwoju SM-30 oraz SM-50 (oczywiście MiG-19 nie pozostały „bezrobotne” na przykład w marcu 1964 r. MiG-19 lotnictwa NRD zestrzelił naruszający przestrzeń powietrzną amerykański samolot rozpoznawczy RB-66K).



SM-12PM



SM-12PMU

Interesującym wariantem MiG-19 był samolot SM-12 wraz z modyfikacjami SM-12PM i SM-12PMU. Powstały one jako samoloty eksperymentalne do badań nowych wlotów powietrza. SM-12 to samolot MiG-19S mający wlot powietrza o zaokrąglonych krawędziach i centralnym stożku. Powstało kilka prototypów, na których początkowo stosowano silniki RD-9BF-2, a następnie RZ-26. Trzeci prototyp SM-12-3 z roku 1957, był najszybszym samolotem ze wszystkich MiG-19 – osiągnął prędkość 1930 km/h. SM-12PM powstał przez przekonstruowanie wlotu i zmianę uzbrojenia. Stożek wlotu kryjący antenę stacji radiolokacyjnej miał w SM-12PM znacznie większe rozmiary niż w SM-12 i był ruchomy – zależnie od prędkości lotu przesuwiał się wzdłuż osi. SM-12PM przekształcono później w myśliwiec wysokościowy o podobnym przeznaczeniu jak SM-50 i osiągający również pułap 24 000 m. Był to SM-12PML z doczepionym pod kadłubem przyspieszaczem U-19D, zawierającym silnik rakietowy RU-01Z oraz dwa odizolowane zbiorniki z paliwem i utleniaczem (kwasem azotowym). Na samolotach SM-12PML oraz SM-50 z przyspieszaczami latali Władimir Niesiodow i Grigorij Siedow. Próby były bardzo trudne, głównie ze względu na uzyskiwanie prędkości i wysokości lotu przekraczających te dla których budowany był MiG-19.

Pierwszy naddźwiękowy samolot myśliwski MiG-19 utwierdził autorzytet Mikołaja, jako konstruktora lotniczego światowej sławy.

Dwudziesty pierwszy

6

Niezmiernym celem rozwoju techniki lotniczej w latach pięćdziesiątych było osiągnięcie jak największej prędkości lotu. Dlatego też już w 1953 r. zainicjowano pierwszy nadźwiękowy MiG-19, kilka konstruktorom zlecono przebadanie możliwości zbudowania w krótkim czasie samolotu o prędkości 2000 km/h. Zadanie uświadomiło, że nowa konstrukcja musiała być przy tym pełnowartościowym samolotem bojowym z kompletem niezbędnego wyposażenia i uzbrojenia. Wchodząc w grę, nie sposób było nie liczyć na trudności, przede wszystkim niezbędny był silnik o większym ciągu, nowoczesny układ aerodynamiczny, nowe materiały konstrukcyjne w związku z wzrostem temperatury na powierzchni rozgrzanego samolotu. Od nowa trzeba było rozwiązywać



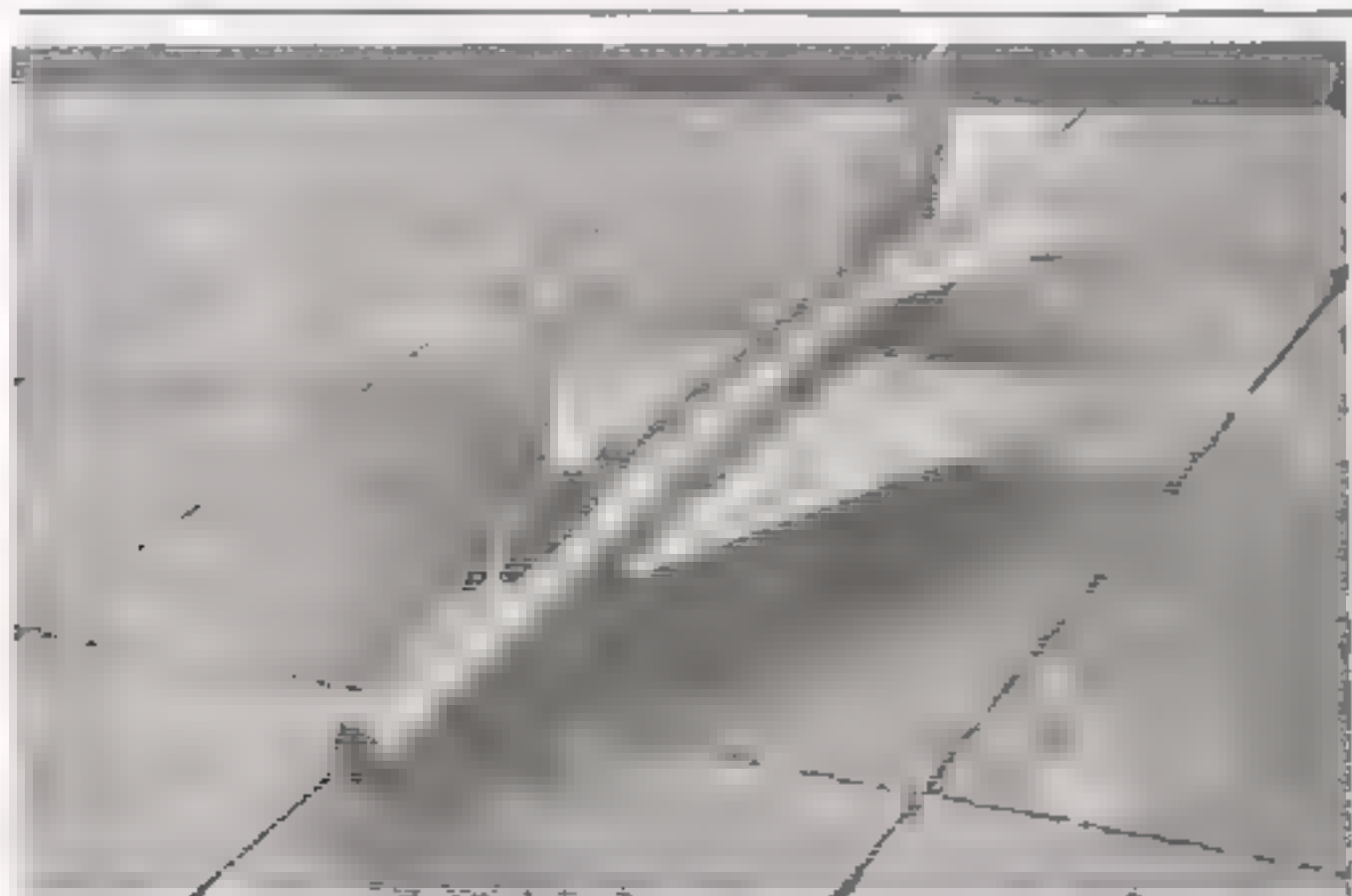
E ?

zagadnień a stateczność i sterowność. Również teoretyczne są przeliczenia do pewnego momentu, później należy sprawdzić, na czym się rozwiązuje na samolotach eksperymentalnych. Prace nad tym zadaniem trwały kilka tygodni, do ostatecznego wysaku użyczonych konstruktorów i pilotów doświadczalnych. W latach 1954-1955 powstały dziesiątki samolotów eksperymentalnych kilku zespołów konstruktorskich.

Początek przyszłego MiG-21 był dość nieporozumie. Doswadczenia wojny w Korei wywołały w wielu kręgach zapożyczenie i adopcję i nawet bardzo ekwi samolotu myśliwskiego Samoloty serii SAM (MiG-19) były zbyt ciężkie by sprostać tym wymaganiom. 14 lutego 1955 r. Moskow oblatał nowy samolot. Jednocześnie I-2 z jednym silnikiem RD-9, smukłym kadłubem i cienkim skrzydłem skośnym.

Skrzydło skośne było wówczas i bardzo typowym i powszechnie przyjętym rozwiązaniem. W aerodynamice pracowano także nad innymi układami. Teoretycznie już od dawna znano kształt własny i skrzydła rozbieżnego w locie z dużą prędkością. Pierwszą próbą realizacji tego układu były liczne projekty Moskiewi Barto tego i innych, pochodzące jeszcze z lat trzydziestych, a wśród nich oblatany w 1937 r. eksperymentalny samolot Moskiewa SAM-9. Strata maksymalnej lotności o ilewś km wyłączeniu. Oczywiście ymierzemski problem był znikczek w skali 22 wiek. Dlatego, że chodzi o samolot mający osiągać prędkość 2000 km/h. W tym celu, aby osiągnąć to, jakiego był aerodynamik Piotr Kasiluszczikow, który na nowo Moskiewa oblatywał i nowo samolot z nowym płatem. Narzutowa oblatywał wielokrotnie znowo, prędkość osiągała zwinność oraz zmniejszała masę i przyspieszenie, a w tym celu, aby osiągnąć to, jakiego był aerodynamik Piotr Kasiluszczikow, który na nowo Moskiewa oblatywał i nowo samolot z nowym płatem.

Oblatany i oblatywał w 1955 r. przez Nowy samolot eksperymentalny I-4 był powołany I-2, który znowo oblatywał i nowo samolot z nowym płatem. Narzutowa oblatywał wielokrotnie znowo, prędkość osiągała zwinność oraz zmniejszała masę i przyspieszenie, a w tym celu, aby osiągnąć to, jakiego był aerodynamik Piotr Kasiluszczikow, który na nowo Moskiewa oblatywał i nowo samolot z nowym płatem.



I-4

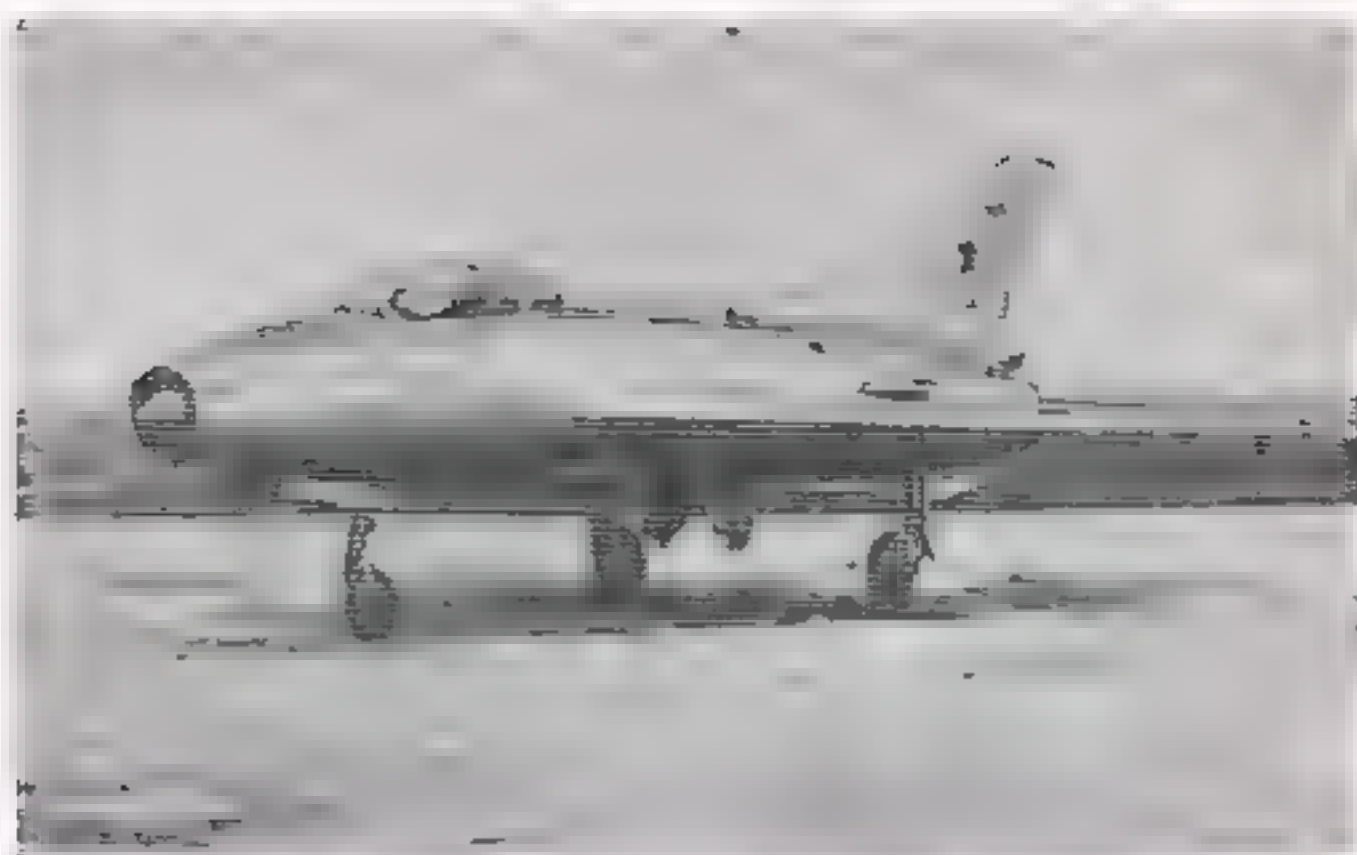


E-4

loty wykonywane na E-4 przez Siędowna przebiegały pomysłowo i dawały cenny materiał badawczy dotyczący nowego planu. W trakcie prób przerobiono skrzydła E-4 dając im po trzy niewielkie przebiegi aerodynamiczne. Były kłopoty z osiągnięciem przez E-4 zakładanej prędkości. Konstruktorzy długo poszukiwali przyczyny, którą ostatecznie okazało się nowe zjawisko: dodatkowy opór aerodynamiczny powstający w tylnej części kadłuba przy dyszy wylotowej silnika. Istniały także inne zrealizowane projekty samolotów E-1 i E-3, jednakże nie o nich nie wiadomo.

E-4 był konstrukcją czysto eksperymentalną, służącą zapoznać się z nowym skrzydłem. Nie mógł on jednak wyjawiać wszystkich zalet delty w porównaniu ze skrzydłem skosnym, przede wszystkim dlatego, że porównania takie należało prowadzić przy prędkości ok. 2000 km/h, a zarówno E-2, jak i E-4 nie były w stanie jej osiągnąć. Powodem był brak odpowiednio lekkiego, niewielkiego, a przy tym mającego duży ciąg, silnika.

Probę ominięcia tej przeszkody podjęto w 1955 r. modernizując E-2. Modernizacja polegała na przekonstruowaniu tylnej części kadłuba i dodaniu silnika rakietowego S-155 (nad dyszą silnika turboodrzutowego TRD-9E, wewnątrz statecznika pionowego). Zbudowano ten samolot dla dwóch celów. Pierwszy – poznać nowe prędkości i wysokości lotu, przewidywane dla przyszłego myśliwca; drugi – opracować myśliwiec przechwytyjący mogący w krótkim czasie osiągnąć stratosferę i zniszczyć lecący tam samolot bombowy lub rozpoznawczy. Był to więc ten sam cel, dla którego opracowano SM-30 oraz SM-53. Na nowym samolocie, E-50 (tak nazwano przebudowany E-2 z kombinowanym układem napędowym), chciano osiągnąć maksymalną prędkość – pułap, ograniczając przy tym uzbrojenie do 2 działek NR-30. Po raz pierwszy wystartował na E-50 1. Walentin Muchin w roku 1955, jednakże w jednym z kolejnych lotów tuż przed lądowaniem przestał pracować silnik turboodrzutowy. Muchin posadził samolot przed

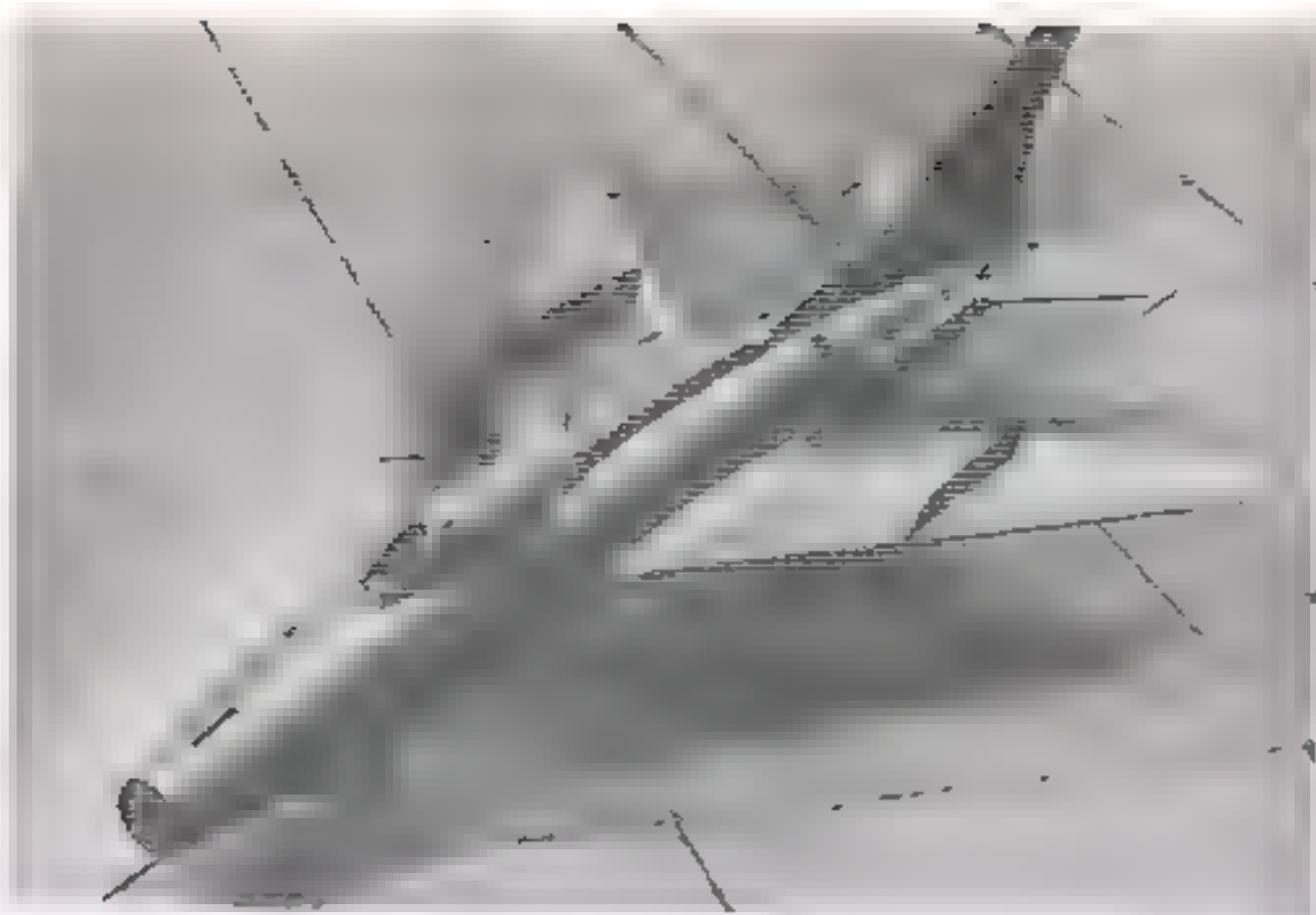


E-50.1

pasem. Szczegółem w nieszczęśliwej katastrofie, w której samolot został całkowicie zniszczony, pilot wyszedł jedynie z drobnymi obrażeniami. W czasie gdy Machina się leczyła, na lotnisko przywieziono kolejny egzemplarz E-50.2 oblatany przez Waleriję Wasina, który przeprowadził na nim następne najważniejszą część badań. Zachowanie się E-50 było dość specyficzne, w poddźwiękowym zakresie prędkości pojawiała się drgania usterzenia, samolot przechylał się na bok, lecz wystarczyło przekroczyć barierę dźwięku, by wszystko się uspokoiło. Zgodnie z planem prób Wasin wznosił się na wysokość 9 000 m, tam dopiero włączał silnik rakietowy i po dwóch minutach znajdował się już na wysokości 20 000 m, silnik rakietowy spałał w tym czasie trzy tony paliwa i utleniacza. Po naprawieniu ujawnionego uszkodzenia instalacji tlenowej, Wasin wznosił się na E-50 na wysokość 25 600 m, a 17 czerwca 1957 r. osiągnął rekordową wówczas w ZSRR prędkość 2460 km/h ($M = 2,33$).

Latem 1957 r. odbyła się prezentacja nowej techniki lotniczej, dla dowódców wojskowych (był wśród nich marszałek Żukow). Szyzanow demonstrował start z wyrzutni znanego nam SM-30. Wasin zaś startował na E-50 włączając silnik rakietowy już na ziemi. Minęły zaledwie sekundy, gdy oderwawszy się od pasa startowego, ciągnąc za sobą wielometrowy płomień, E-50 zniknął z pola widzenia. Za loty na E-50 Wasin został odznaczony orderem Bohatera Związku Radzieckiego. Prace nad samolotem trwały nadal, trzeci zbudowany egzemplarz E-50/3, miał inny kształt tyłu kadłuba i usterzenia pionowego. Nieusuwaną wadą E-50 był mały zasięg (450 km) związany z obciążeniem parą wodną przez silnik rakietowy. Samolot ten dał jednak konstruktorom niezastąpione doświadczenie wykorzystane później przy budowie szybkich samolotów myśliwskich.

W 1956 r. zainicjowała droga możliwości osiągnięcia takich prędkości. Po kilku latach prac gotowy był nowy silnik turbodrzutowy AM-11. Jego budowę rozpoczął w 1954 r.



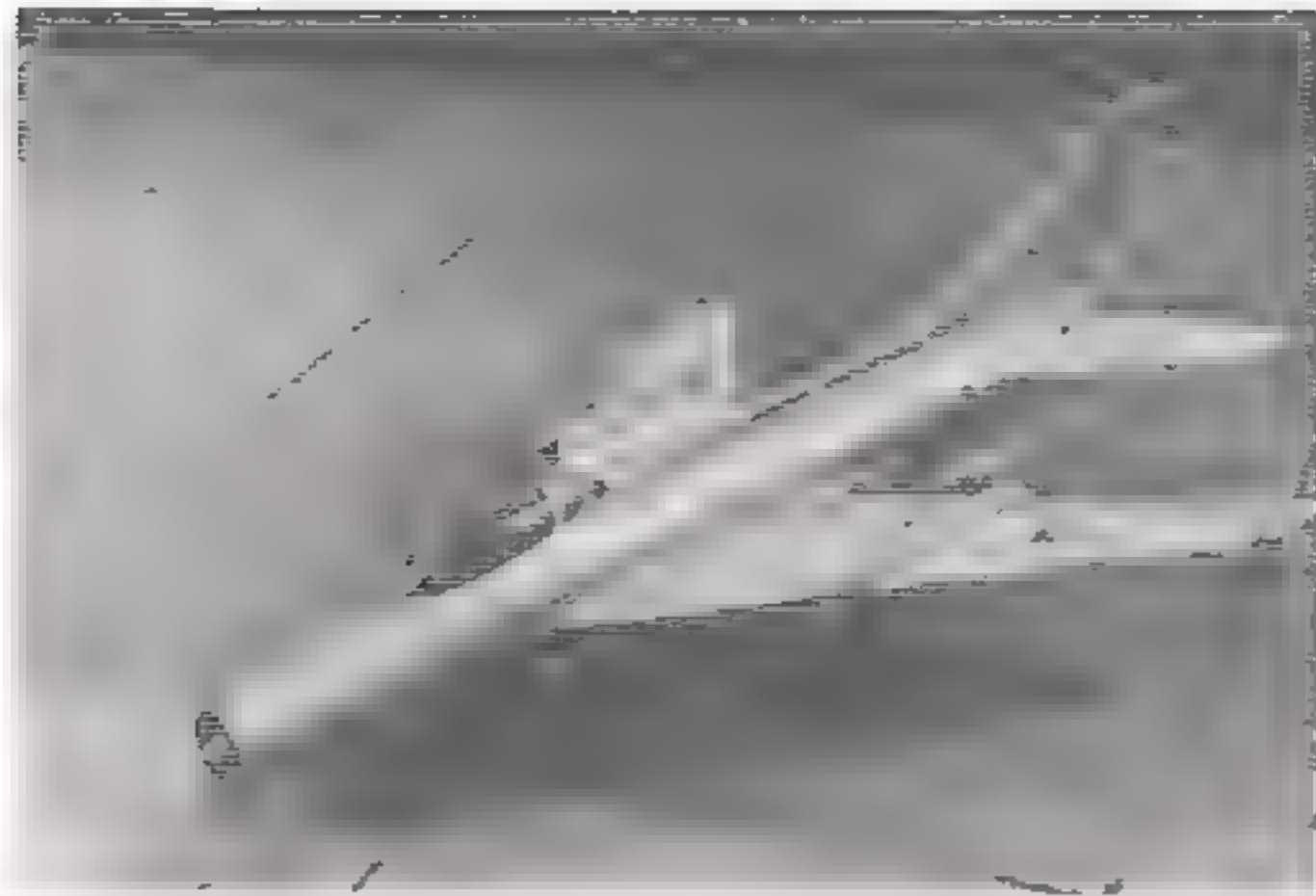
I-504

Aleksandr Mikojan i jego zespół z MSB, Siergiej Fokier z MKB i w kwietniu 1955 r. czekał na decyzję o kierunku rozwoju zespołu. Przekazał swoje pomysły konstrukcyjne. Od silnika RD-9 (AM-9) nowy – RD-11 (AM-11) – różnił się konstrukcją, w tym nową wałową pierwszą turbiną obracaną się drugą, napędzającą także wał. Dzięki większej sprawności i nowym konstrukcyjnym rozwiązaniom przy stałym ciśnieniu pracy przyznawanie zakresów. Silnik okazał się po prostu nieprześcignionym przez wybrane VJ i przeszedł szereg modyfikacji użytkowej, stał się silnikiem bojowym ZSRR. W pierwszym wariancie z 1956 r. RD-11 miał ciąg 50,0 kN.

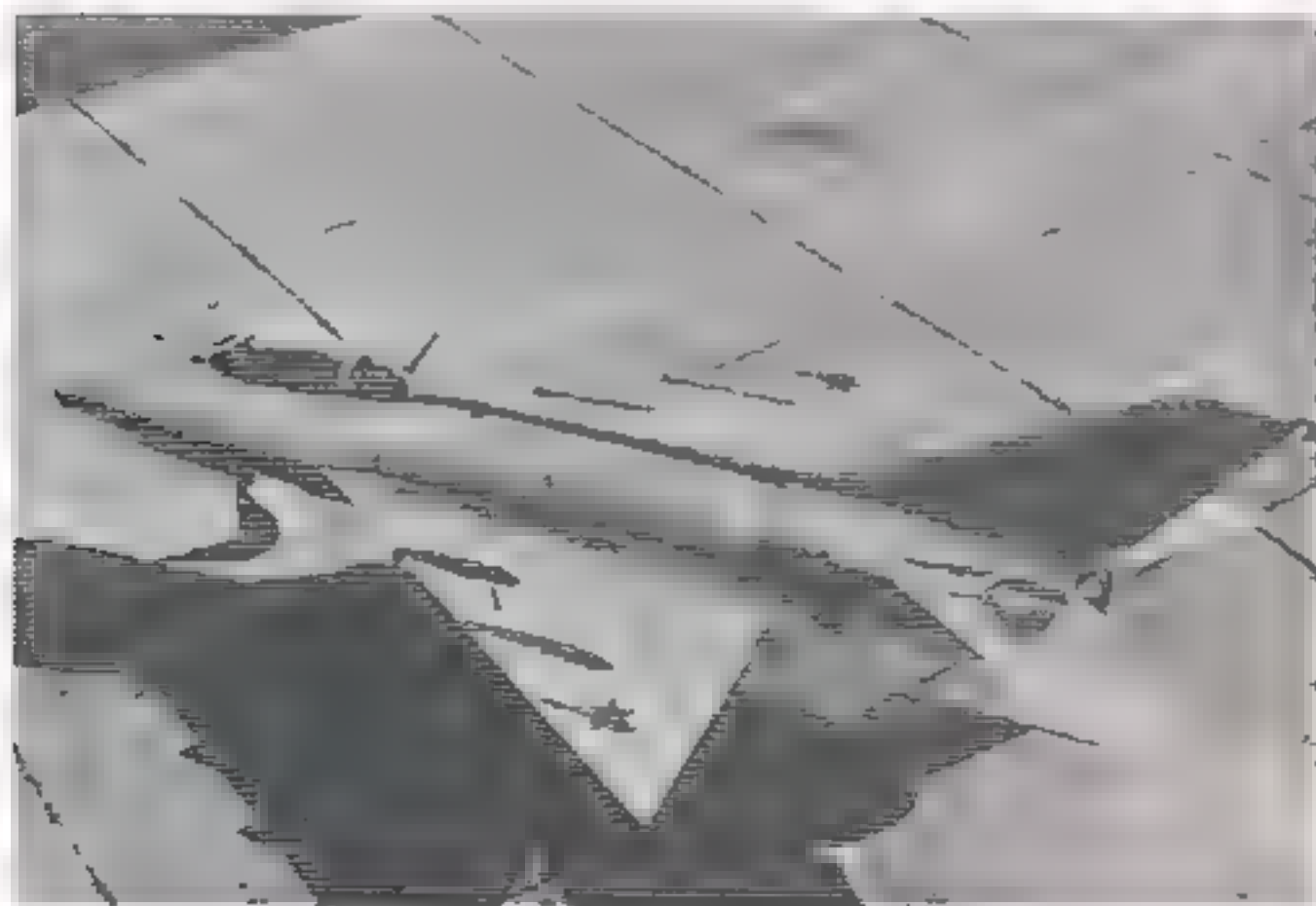
Najpóźniej konstrukcja I-504 została wycofana z tworzenia tym samym samolotu E-2A z pogłębionym tłem karłowatym, z wysoką prędkością aerodynamiczną na każdym skrzydle. Pierwszy lot na E-2A wykonał Siergiej Fokier 22 marca 1956 r. osiągnął rekordową wówczas w ZSRR prędkość 1900 km/h.

Kolejnym samolotem był E-42, nazywany I-504, powstał przez zamontowanie silnika RD-11 na E-42. Przebudowę ukończono, zabierając się też nad skrzydła i ukończono końcówki I-5, oblatany w 1956 r. przez Władimira Nierodowa, miał posłużyć sprawdzeniu własności skrzydeł trójkątnych przez porównanie z analogicznym E-2A ze skrzydłami skośnymi. Rezultaty prób porównawczych wykazały wyższość skrzydeł trójkątnych, mimo że oblatywano samoloty różniły się nieznacznie. I-5 dysponował lepszą statecznością i statecznością jego skrzydła były lżejsze i sztywniejsze.

Za skrzydłem skośnym przetrwał więc większe doświadczenie w jego budowie i użytku. Czy opłaca się opanowywać nowe technologie i rozwijać, czy korzystać z tego, co jest akceptowane? Młodzi zwoleńcy obu rozwiązań rozstrzygnęli swoje sprawy i dyskusję. Przed podjęciem decyzji Mikojan niejednokrotnie wyjeżdżał na posiedzenia i odbywał się próbne loty rozmawiając z pilotami doświadczalnymi. Jednocześnie konstruktorzy „na zewnątrz” ponosili ograniczone



I-2A



E-5 (I-500)

chcąc poznać osiągnięcia innych i tendencje panujące w lotnictwie światowym. Szeroko reklamowanym samolotem był wówczas amerykański F-104 Starfighter, swoje pierwsze loty wykonywał francuski Mirage. Konstruktorzy z zespołu Mikojana przebadali ich układy. Na przykład przygotowali projekt, a następnie model myśliwca z krótkim skrzydłem prostym, jednak po próbach w tunelu aerodynamicznym odrzucili ten wariant. Ostatecznie wybrano wariant F-5, a więc samolot z trójkątnym skrzydłem i klasycznym usterzeniem. Oba, piloci Siedow i Niefielow po serii lotów doświadczalnych na F-24 oraz F-5 otrzymania tytuły Bohaterów Związku Radzieckiego. Samolot F-24 przedstawiono publicznie 24 czerwca 1956 r. podczas tradycyjnej deflady lotniczej na podmoskiewskim lotnisku Tuszyno.

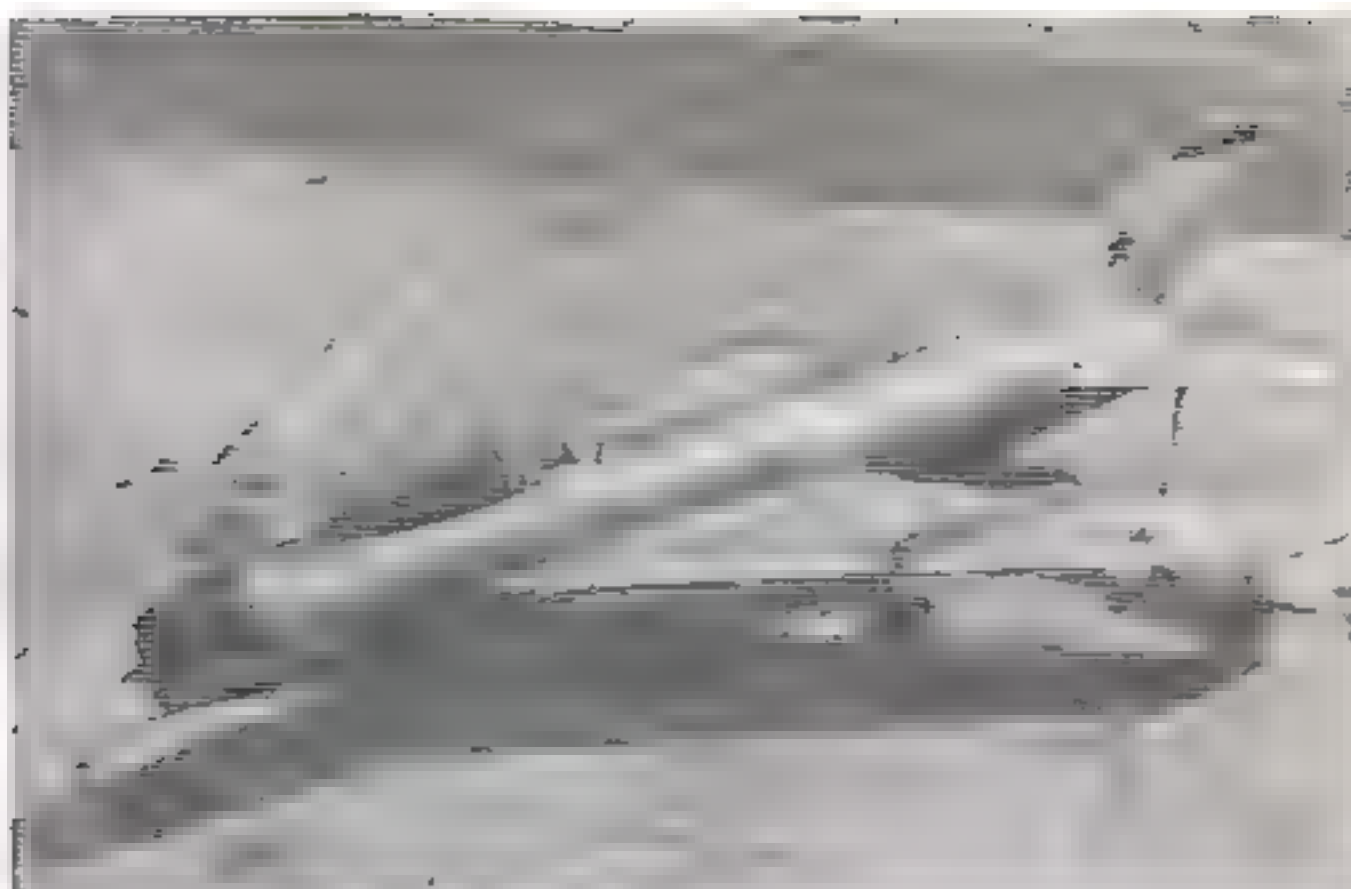
Również na F-50 zamontowano nowy silnik turboodrzutowy AM-11F. Po dodaniu drugiego silnika rakietowego w dużym zasobniku pod kadłubem, powstał F-50A, zbudowany w krótkiej serii ok. 10 sztuk.

20 grudnia 1956 r. Mikojanowi nadano tytuł Głównego Konstruktora (dotychczas był Głównym Konstrukctorem). Wraz z Mikojanem otrzymać go także Tumanski, twórca silnika do przyszłego MiG-21. Nie było to tylko wyraz uznania dla konstruktora, ale jednocześnie znaczne rozszerzenie kompetencji i możliwości działania, wiążące się z oddaniem mu do dyspozycji wielu innych grup zajmujących się pokrewnymi zagadnieniami. Zespół taki jest w stanie prowadzić jednocześnie prace w kilku kierunkach nad samolotami różnego przeznaczenia.

Odejdźmy teraz na chwilę od głównego tematu. W 1956 r. zespół Mikojana pracował nie tylko nad serią lekkich samolotów klasycznych F-5. Kontynuowano poszukiwania optymalnej formy cięższego myśliwca przeciwwyjściowego. Serię tę, oznaczoną literą I, rozpoczął w 1953 r. samolot I-1 (I-370, oblatany jesienią 1954 r.) będący odpowiednikiem SM-9, lecz z innym silnikiem WK-7F. Jego prędkość wynosiła zaledwie 1 000 km/h, dlatego najpierw zwiększono skos



E-50A



I-3U (I-400)



I-7U

skrzydła (samolot I-2), a w 1956 r. zbudowano I-3 (I-38) nie oblatany, szybko przebudowany w doskonalszy wariant I-3U (I-400). Konstruktorzy użyli w nim rownie nie stosowane dotychczas w lotnictwie materiały. Chodziło przede wszystkim o zapewnienie odpowiedniej wytrzymałości konstrukcji w locie z dużą prędkością, gdy ulega ona nagrzaniu. Przemysł przygotował specjalne stopy stali i tytanu, technologia – metody ich obróbki. Zakład doświadczalny budujący I-3U



175

wykorzystywał w walce z przeciwnikiem. Samolot miał długie kadłub i skrzydła o skosie 60°. Nowością były wyposażenie go w urządzenia do przeciwdziałania celom powietrznym wspomagające ze specjalnym systemem naziemnym I-300. Moscow osiągnął prędkość 1960 km/h. Przygotowywany był jako jedynego wariancie I-300. Następnym samolotem z tej serii był I-701 z silnikiem Ałchaj, Iul'k AI-7P, które przetrwały przez krótki czas w 1956 r. nie przyniosły sukcesu. Ostatnim wariancie fikcyjnego samolotu nazywanego I-701 (nazwa I-410) oraz I-70K, które nie wyszły poza stadium projektu. W 1957 r. powstały kolejne wariantry nazywane I-75 (silnik AI-7P i I-75K, silnik AI-7P i I-75K) będące następstwem przeciwdziałającym stanowiącym elementem atomowej strategii przeciwdziałania celom powietrznym. Uragan-5. Wyposażone były w silny radar, który mógł wykrywać i śledzić w odległościach do 100 km. Wadziły im ciężkie rakiety kierowane powietrzem, które odczuwały trudności. Podczas wojny I-75F osiągnął na I-75F prędkość 2400 km/h. Samolot ten był powstawiającym się z myślowym Suchoja T-3 i jego dalszymi rozwinięciami. Do czasu wojny nie zlikwidowała dwóch samolotów spośród Su-143 oraz T-47. Z uwagi na to, że Su-143 i Su-11 przez wiele lat były one podstawowymi radzieckimi myśliwcami przechwytyjącymi.

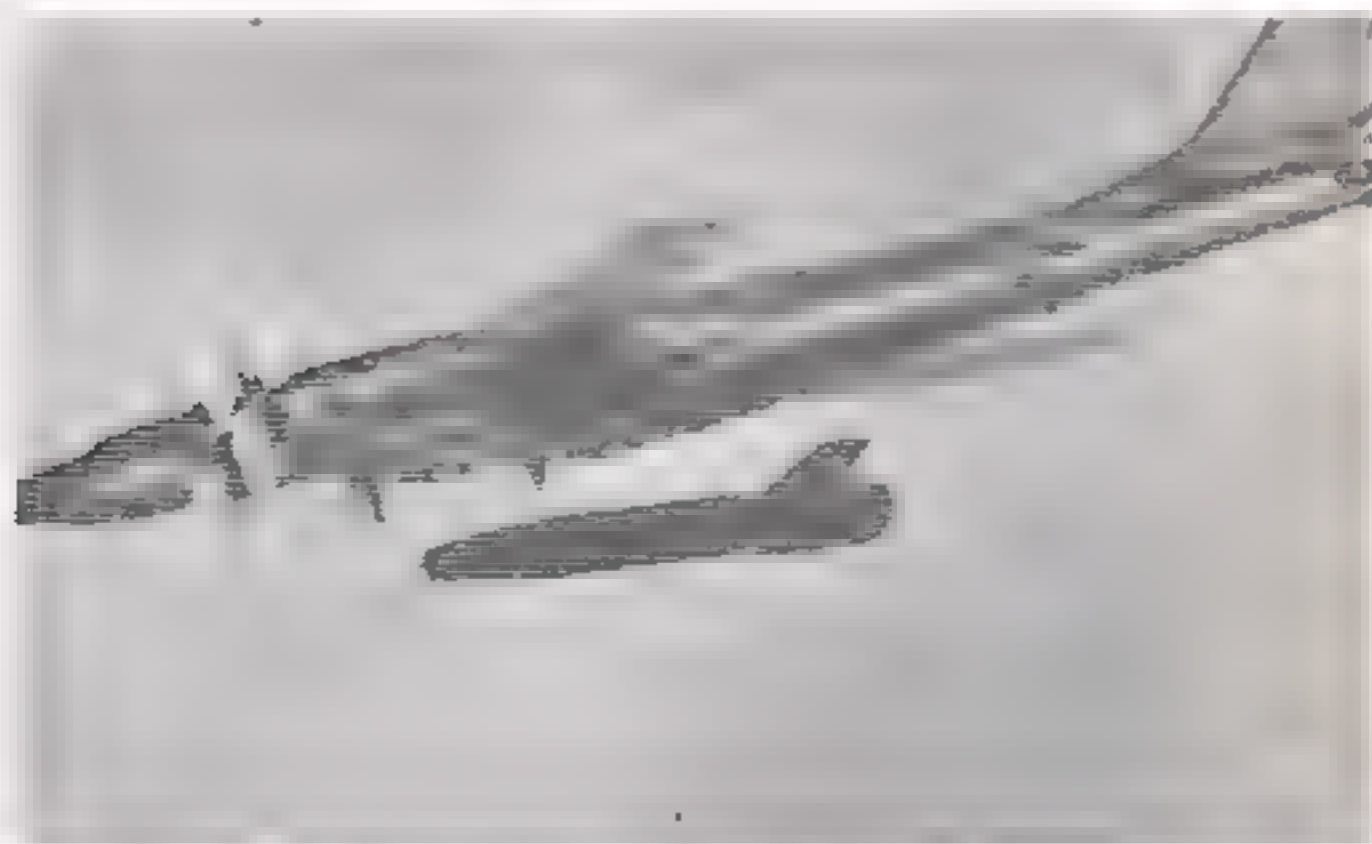
Kilka lat przed esencją okresu rakietowego booma. Wśród wielu teoretyków w powojennej polityce gatunku, które znacząco niedoceniały, a nawet lekceważyły możliwości samolotu. Wchłaniając ze wszystkich jego fakty, jest w stanie znacznie lepiej wypemć rakietę. Związki te, które również do Związku Radzieckiego. Jego pojawienie się związane było nie tylko z rzeczywistym zagrożeniem rakiet, ale również z faktem, że do uzbrojenia sił strategicznych USA wchodziły pierwsze międzykontynentalne pociski rakietowe „Atlas” „Titan”.

Po latach w Europie stały się inne rakiety amerykańskie zdolne osiągnąć terytorium ZSRR. Związek Radziecki, który w tym czasie znacząco skoncentrował środki na własne prace w dziedzinie technologii rakietowej. Decyzja ta była usprawiedliwiona, ale mogła prowadzić do niebezpiecznego zachowania równowagi w strukturze sił zbrojnych. Zaprzesano rozwoju

niektórych typów samoolów bojowych, mimo ich dobrych parametrów taktyczno-technicznych. Mikołaj pozostał wierny samolotom, choć w efekcie proponowano mu przejście do pracy nad techniką rakietową. Naprawdę szybko przewidywano, samoloty uzyskają coraz lepszą pozycję. Okazało się, że nie ma problemu samoolów rakietowych, że oba te rodzaje uzbrojenia wzajemnie się uzupełniają.

Innym rezultatem preferowania rakiet było zaniechanie charakterystyk manewrowych i przekształcenie samoolów w niołowa i rakiety. Zazwyczaj w ich myślową przelazło ataki pięćdziesiątych i sześćdziesiątych ustąpiło dziesiątki. Wprowadzono nową taktykę zwalczania celów powietrznych, polegającą na wykonaniu jednego ataku i odpaleniu z dużej odległości pocisków rakietowych. Klasycznym przykładem tej taktyki jest samool I-14 Sierfiet. Szybko okazało się jednak, że jest ona błędna, w walce powietrznej występuje także forma manewrowa. Dziesiątki może zasnąć skutecznie w boju i bójce odległości, ale że niemożliwej odległości rażenia rakiet kierowanych.

W drugiej połowie lat pięćdziesiątych nastąpił proces przechylenia samolotów do trybu strategicznego. Zamiast klasycznego uzbrojenia bombowego otrzymamy one kierowane pociski rakietowe – odrzutowe powietrze-ziemni o zasięgu kilkuset kilometrów, co pozwoliło atakować cel z dużej odległości, nie wchodzić w strzał i nie być przez wroga przechwyconym. Pierwszym z takich samolotów pocisk wylat KS zbudowany w OKB Mikojana. Teraz chodziło o opracowanie konstrukcji znacznie większych i z większym zasięgiem. Nowe zadanie realizowali wspólnie Andrej Tupolew i Aron Mikojan. Początkowo kompleks biurowy stał się ciężki strategiczny samool bombowy Tu-95 z dwupiętrowym skrzydłem i czterema silnikami turbosmigłowymi. Pierwsie cztery prototypy Tu-95 z dwusześniowym podkabinami i pomalowanymi na asfald, trzeci w kolorze kamuflażowym, skonstruował zespół Mikojana i Cudowozki, przedstawiono w czasie pokazów w Tuszynie w 1961. Nowe elemany



Samołot pocisk K-2 strzelający pociskami Tu-95

powiedzieć o projekcie K-7, jedynym źródłem informacji są nieliczne zdjęcia. Jego masę szacuje się na około 8–10 ton, kształtem przypomina on nieco samolot MiG-19, jego prototypem był SM-20, napędzany jest przez jeden silnik turboodrzutowy. Po odpaleniu z nosiciela lecący do celu po zaprogramowanym torze zmieniając kierunek i wysokość w celu utrudnienia działań obrony przeciwniczej.

Wracmy do głównego wątku tego rozdziału. Po decyzji o wyborze skrzydła trójkątnego do nowego myśliwca, w 1958 r. zbudowano prototyp E-6 z silnikiem R-11F-300 o ciągu 53,9 kN. Od E-5 różnił się on znacznie większym kadłubem, konstrukcją kabiny i rozmieszczeniem wlotów powietrza do chłodzenia silnika. Pod przebudowaną końcową częścią kadłuba dwie prowadnice aerodynamiczne wystąpiły jedną centralną. Skrzydło posiadało trzy grzebienie, ich zakończenia zostały ścięte podobnie jak w F-4. Od E-5 różniło E-6 także przeznaczenie – nie był to już samolot eksperymentalny mający wykazać zalety i wady nowego rozwiązania, ale wzorzeć do przewidywanej produkcji seryjnej.

Proby E-6 I powierzono Władimirowi Niefielowowi. Przebiegały one pomyślnie. Niefielow osiągnął na E-6 prędkość odpowiadającą liczbie Macha $M = 2,05$ na wysokości 15 500 m. Jednak w siódmymacie 1958 r. na wysokości 15 000 m pilot odczuł wybuch, silnik przestał pracować, uszkodzony był układ sterowania. Z ziemi padł rozkaz katapultowania się, jednak Niefielow próbował ratować samolot i dane z przyrządów pomiarowych (w tym w locie z niepracującym silnikiem) przetransmitował najbardziej pożyteczne. Liczył na to, że uda mu się ponownie uruchomić silnik, w końcu prototypowaczezy jest na taką sytuację przygotowany. Tym razem jednak silnik nie pracował. Podczas próby lądowania samolot spadł z wysokości 2 000 metrów na pas startowy, przewrócił się i zapalił. Ciężko ranny Niefielow w kilka godzin



E-6 I



MiG 21F (lot P. Butowski)

dzianka NR 3. Umieszczają ją w osłonie, której część kadłuba. Nowym uzbrojeniem przekształcając samoloty MiG-19 w odrzutowe samoloty z silnikami rakietowymi. W tym celu na podczerwien K-13, który w rzeczywistości miał być zmontowany w wersji z naprowadzaniem z lotu z silnikami rakietowymi K-5. Przed wszystkim teraz wystarczyła jedna próba zgrubienia, aby dowiedzieć się, jakiego rodzaju pocisk do celu przedtem było konieczne, aby osiągnąć cel, przez cały czas traktując samoloty myśliwskie, co wymagało w tym procesie uproszczenia. Pocisk znowu był prostszy, prostszy w produkcji, a także nie wymagał stałego dostaw, rad i kabozy na siłownię myśliwską, może być odpalany przy dowolnej wysokości. Właściwie na podczerwien jest głównie duża wiarygodność na warunkach seryjnych. Dla jej wystrzelenia trzeba mieć kontakt wzrokowy z celem, w przeciwnym razie nie mogą wystąpić silne konsekwencje, silnie podświetlone krążące chmurą. Wymaga ona także w większej części odpalania z tyłu polsery celu, w kierunku dyszy wylotowej silnika.

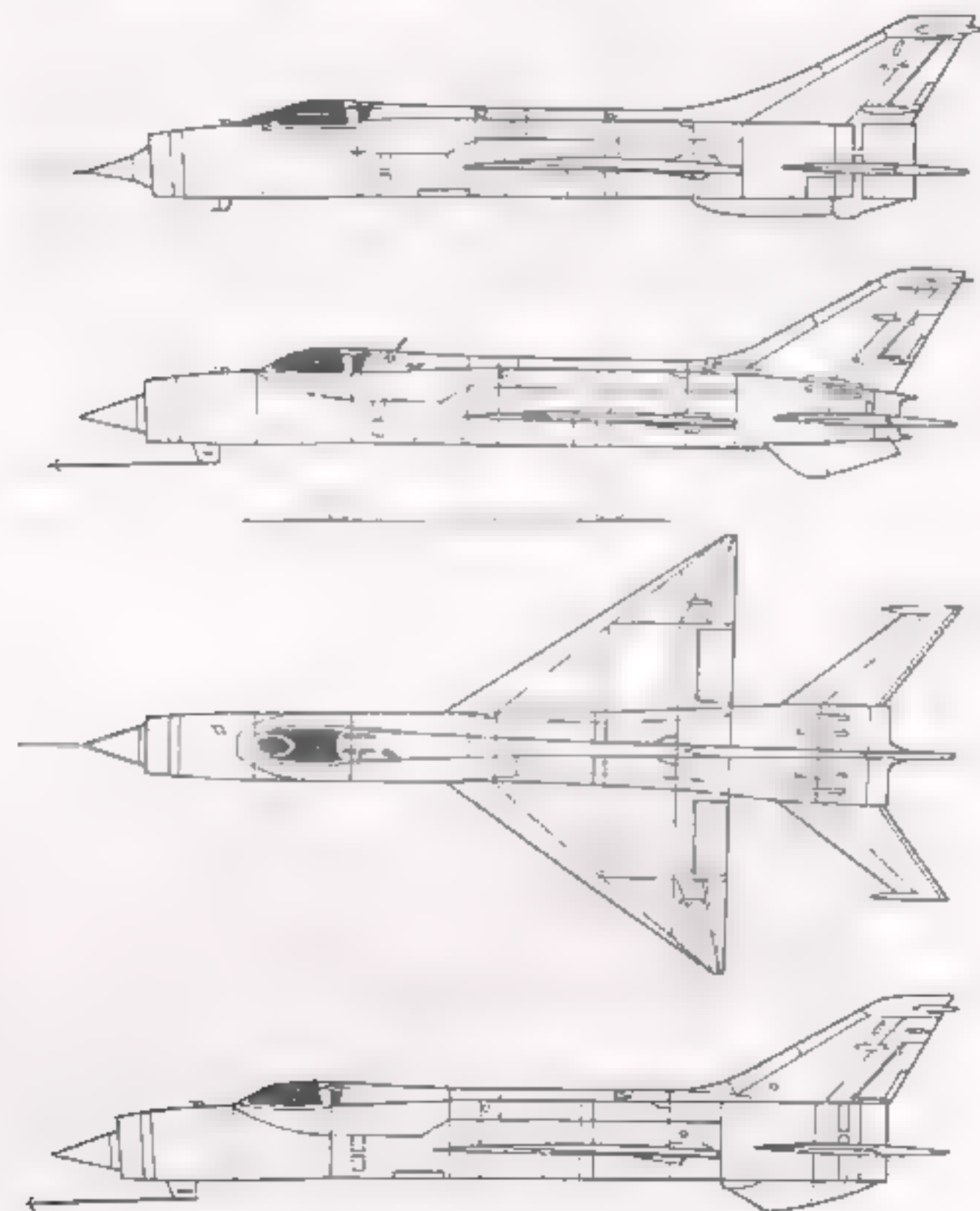
W samolocie MiG-21 konstruktorzy użyli pocisków podczerwien K-13. Jego początkowy warian testowany na czeskim samolocie MiG-19S oznaczonym SM-9-3T, następnie próby kontynuowano na F-6T, wprowadzono pocisk do uzbrojenia seryjnych MiG-21F-13.

Na pierwszym prototypie (F-6-3) pobito absolutny światowy rekord prędkości lotu (pierwszy rekord w tej klasie dla Związku Radzieckiego). Georgij Mosolow w październiku 1959 r. osiągnął na trasie 15-25 km średnią prędkość 2387 km/h, w jednym z dwóch mierzących przelotów prędkość wynosiła 2504 km/h. Samolot ten przekazano do FAI (Fédération Aéronautique Internationale) pod oznaczeniem F-6A-3, a pod nazwą fabryczną R-37F. W rok później, również na F-6B, Konstantin Kozak przeleciał trasę zamkniętą o długości 100 km ze średnią prędkością 2149 km/h.

MiG-21, w związku z całą masą produkowanych masowo i nieustannie unowocześniany. Dlatego też w każdej wersji można znaleźć wiele wersji różniących się drugorzędowymi

przyspieszacz rakietowy na parwo cięde $\Sigma = 7$ o ciągu 79,4 kN. W Tuszyńo pokazano „cszeze
inne samoloty Mikojana i Guriewicza: seryjne MiG-21F oraz MiG-21F 13 i doświadczalne
E-6W, E-152A oraz E-7.

Start E-6W demonstrował Aleksandr Fiedotow, jeden z młodszych pilotów doświad-
czalnych OKB Mikojana i Guriewicza. Samolot ten był kolejnym prototypem służącym
poszukiwaniu sposobów skracania długości rozbiegu. dobiegu pod kadłubem miał dwa startowe
przyspieszacze prochowe, a u podstawy statecznika pionowego pojemnik ze spadochronem
hamującym. W przyszłości oba te rozwiązania zastosowano na seryjnych MiG-21.



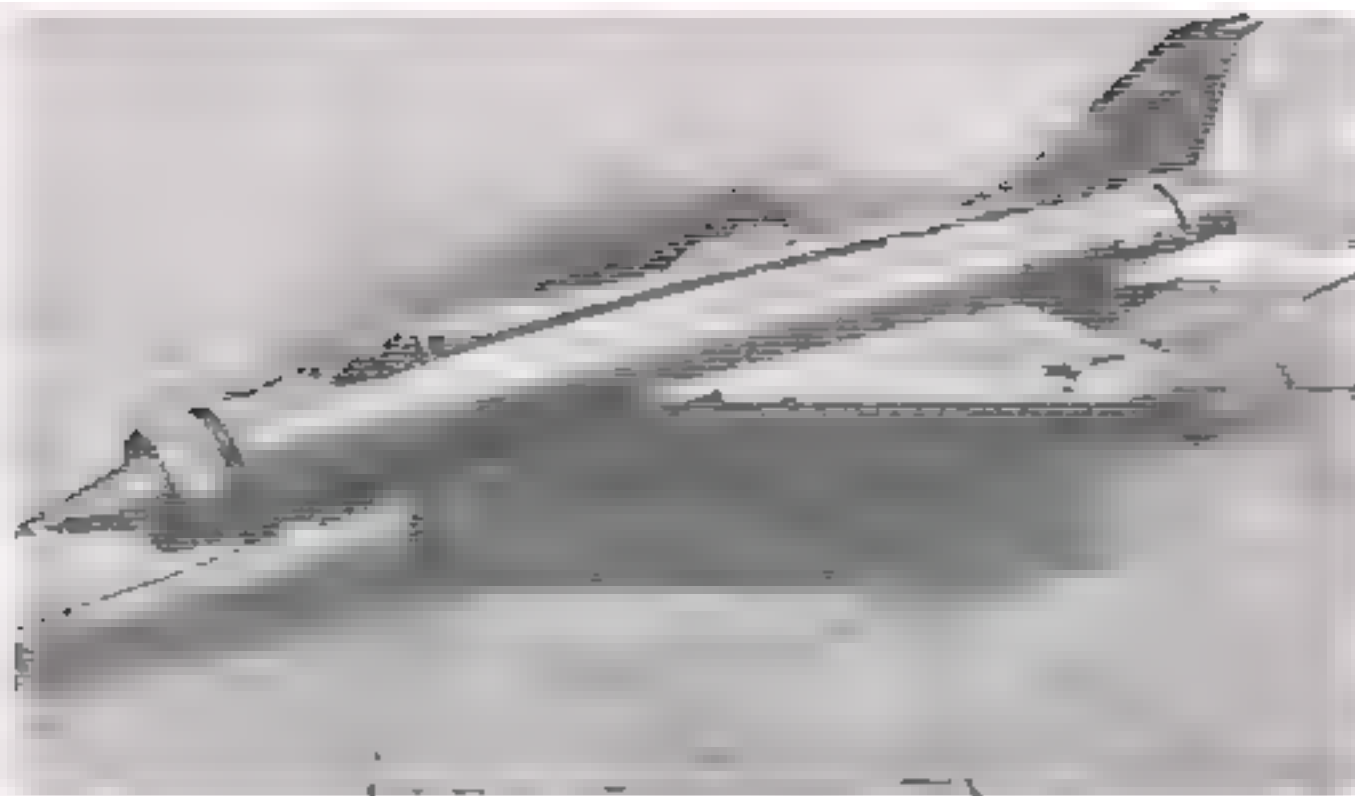
Myslowce przechwytyjące. Od góry: E-150, E-152A (w dwóch rzutach) i E-152



Tu-150



Tu-152A w locie nad
Tuszyno (1961 r.)



F-152

Aby powiększyć następną F-152A, trzeba było się kłócić. Istniejące samoloty serii F nie odniosły dużego sukcesu, lecz Mikojan nie porzucił myśli o samolocie przechwytyjącym. W roku 1958 w OKB zbudowano samolot L-150 otwierający nowy rozdział jego zagadnienia. F-150 był przystosowany do wykonywania z nadciężnymi samolotami w systemie "ciężki naprowadzanie i przechwytywanie", a jego cztery silniki stanowiły dwa ciężkie poliski kierowane powietrze-powietrze i dwa z silnikami odrzutowymi. Doszły do rozwinięcia był F-152 z nieco innym wyposażeniem różniącym się także kształtem sterzenia i mieszaniem rurki Pitota. Problemem było szczególnie z powodu trudności z samolotem R-5M konstruktor Łamowski najpierw powstała wersja F-152A mająca dwa silniki R-11F. Jednakże obok siebie w końcu kadłuba F-152A (seria samolotów F-150 F-152) brzoświatła była przez A. Krawcowa osiągając prędkość 2500 km/h. Nad F-152 można przetrzebić uzbrojenie w dwie dwustopniowe ciężkie rakety kierowane K-9.

Zatem L-150 jak i F-152A powstał w celach egzemplarzu i otrzymał aktywność podobną do MiG-15. Zbudowano kilka egzemplarzy i kaskadę sterzeń. W 1963i przystosowano silnik R-15 powrócono do konstrukcji F-152. Zbudowano dwa egzemplarze, które miały skrzydła trapezowe i kłosek skrzydeł zawieszony rakiet K-9. Prędkość F-152 na wysokości 20-300m dochodziła do 2400 km/h. Pierwszym MiG-erem na którym przekroczono tę granicę był F-152M z silnikiem R-15F i z dwoma silnikami powierzanymi deszakiem z przodu kadłuba. Był on kilkakrotnie przerabiany w celu poprawienia osiągnięć. W październiku 1961 r. Fiedotow ustanowił na F-152M światowy rekord prędkości na trasie zamkniętej o długości 100 km, wynoszący 2400 km/h, na niektórych odcinkach trasy prędkość dochodziła do 2730 km/h. Po kolejnych przeróbkach 7 czerwca 1962 r. w czasie prób obrotowych ten sam pilot osiągnął 3010 km/h, a w miesiąc później Moskow ustanowił oficjalny światowy rekord prędkości 2681 km/h. W dokumentacji przekazanej F-152 samolot nazwano L-166, wzięło tym samym tradycję dwóch szóstek. F-166 przedstawiono na wystawie międzynarodowej podczas kolejnych pokazów lotniczych w Domodedowie w 1967 r. Należy zwrócić uwagę na to, że F-166 jest wyłącznie samolotem eksperymentalnym służącym do osiągnięcia bardzo dużych prędkości lotu, czyli do przejścia do tzw. bariery cieplnej i nie jest przystosowany do działań bojowych. Inne samoloty



I-166 na wystawie w Domodedowie w 1967 r.

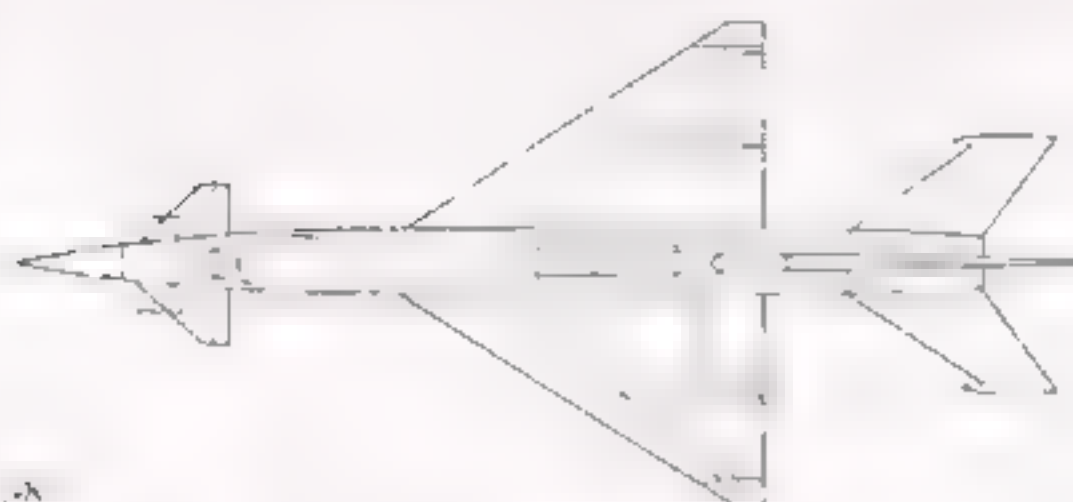
ser. T-53E-152 miał wersję, która miała nadzwyczajnych samolotów bombowych i rozpoznawczych. Wskazywało się, że każdy porządek w każdym warunkach atmosferycznych. Po pierwsze, z uwagi na zarys, nastąpił dopiero po kilku latach wraz z powstaniem samolotu MiG-25.

Samolot T-53E-152 był prototypem drugiej generacji MiG-21. Nadloty w Tušyno przebiegały w ciężej, mianowicie jako czerwona szata. Budowa była niemożliwa jednocześnie z I-16, a oblatany został w 1960 r. Zasadniczą różnicą w jego konstrukcji było wyposażenie w statek radiolokacyjny. W związku z tym zwiększono średnicę przodu kadłuba i słózkę wlotu. Dokonano poprawy kształtu aerodynamicznego, zwiększono ilość paliwa przez dodanie nowego zbiornika wewnątrz owiewek zakładowych. Pierwszy prototyp T-53E-152 miał jeszcze bardzo wąski i wysoki statecznik pionowy w smole, acz serwisierzy produkowanych od 1962 r. nazywanych MiG-21PF. Pod pierśwatek, między samolotem 70, był on szerszy, tak jak w MiG-21F-13. MiG-21PF nie miał słabego uzbrojenia strzeleckiego, jego uzbrojenie stanowiły jedynie pociski rakietowe K-13 lub K-5, bombki podwieszane na dwóch węzłach pod skrzydłami i niekierowane pociski rakietowe. MiG-21PF miał kilka wariantów różniących się wyposażeniem i szczegółami konstrukcji. Należą do nich m.in. MiG-21PF-2 z silnikiem R-11F-2-300 oraz MiG-21PFW przeznaczony specjalnie dla Wietnamu i przystosowany do działań w tamtejszym klimacie.

Na początku lat sześćdziesiątych powstało kilka doświadczalnych wersji MiG-21, o których jednak niewiele wiadomo. Projekt samolotu szturmowego MiG-21Sz miał boczne wloty powietrza, a z przodu dwa działka poruszające się w płaszczyźnie pionowej. Przeprowadzono próby startu MiG-21 z rachowną wyrzutnią. Na kilku samolotach wypróbowano dodatkowe powierzchnie desubryzujące, mające na celu zapobieżenie pojawiającemu się przy prędkości i oddziaływaniu przestępców stróka parcia samolotu do przodu. Wspomnieliśmy już

o takim rozwiązaniu na F-15M. platy des abrazyjne zamontowano również na egzemplarza samolotu MiG-21F-13

Niezwykle interesujący i saturo em eksperymentalnym byl E-8 Testowano w nim ,jednoczesnie kilka ,rozwiązani ,nowy silnik ,podkad ubowy w ot powietrza, pow erzchnie destabylizujące oraz składowy grzebień aerodynamiczny pod tylną częścią kadłuba Skrzydła, tyl



E-8



E-8

kaulluba -usterzenie przejął niema bez zmian I-7 F-8 zbudowano w dwóch egzemplarzach, a oblatuje Georgij Mosolow. We wrześniu 1962 r. w locie z prędkością nadbrzmiewową nastąpił w silniku wybuch, który uszkodził układ sterowania. Z dworga ziego rozbić się wraz z samolotem lub opuścić go przy obniżeniu prędkości. Mosolow wybrał to drugie. W kilka sekund po katapultowaniu kłębny wylach rozzerwał się. Lot. Odłamki poraziły pilota, który stracił przytomność. Spadochroniści w czasie skid sil głowcem przewieziono Mosolowa do szpitala. Stan rannego był niezwykle ciężki, dwukrotnie nastąpiła śmierć kliniczna. Do ratowania żyła kolegi włączył się pracownik OKB im. G. zbudował rachome łóżko pozwalające bez obrażeń zmienić położenie rannego. Dopiero po wielu miesiącach kuracji Mosolow wrócił do zdrowia.

Szerokie wprowadzenie MiG-21 do służby na jednostkach spowodowało zapotrzebowanie na dwumiejscowy samolot szkoleniowy do przygotowania pilotów do pracy na nowym sprzęcie. Użytkowane dotychczas MiG-19 i 11 przestały wystarczać. Samolot powstał przez zabudowanie na MiG-21 dwumiejscowe kabiny z miejscem dla ucznia i dla konstruktora (z tyłu). Najistotniejszym zagadnieniem było opracowanie sposobu ratowania załogi w sytuacji awaryjnej. Na stanowiskach doświadczalnych a następnie na powstałym w 1961 r. samolocie F-6U przygotowano nowy system katapultowania. Po zakończeniu prób w 1963 r. rozpoczęła się produkcja seryjna F-6U pod nazwą MiG-21U samolot 66. Na MiG-21U oznaczonym w dokumentacji FAI 4-33 stworzono rekordy w światowych. Pilot Prochanowa, Złazewa i Sawicki (później kosmonauci) katapultowali rekordy wysokości czasu wzniesienia. Najwzrost czasu wzniesienia się rekord w wysokości 24 336 m ustanowiony w 1965 r. nie pokonany do dziś. MiG-21U był kłkacem ówczesnym, np. usunięta byłaby na samolotach pierwsz ser. kabin maszynowy A-1-1, poszerzona ścieżka podwozi.



E-6U-1

następnie powstał MiG-21U S i E-6U S, samoloty 69) z systemem SPS oraz MiG-21UM (E-6UM samolot 69) odpowiadający trzeciej generacji MiG-21.

Najważniejszą modyfikacją wprowadzoną w trakcie przekształcania MiG-21 drugiej generacji było zastosowanie nowego rodzaju klap. W większości dotychczasowych samolotów MiG, stosowane klapy CACI-Fowlera, które działały niepolegnie, tzn. wraz z wychyleniem następowało wysunięcie klapy do tyłu, zwiększając skuteczność. W porównaniu z sześćdziesiątymi opracowano dla MiG-21 klapy z nadmuchem i podciąganiem, polegającą na doprowadzeniu części powietrza ze sprężarki kompresora R-11F-300 na górną powierzchnię klapy. Nadmuch ten wpływa na zwiększenie prędkości warstwy przylegającej do powierzchni klapy, co zapobiega oderwaniu strumienia (można więc z dużą siłą wychylić klapy bez utraty ich skuteczności) oraz zwiększa różnicę ciśnień między górną i dolną powierzchnią klapy, czyli siłę nośną. Zastosowanie systemu SPS (słowo pogranicznego słownictwa) pozwala na znaczne poprawienie charakterystyki startu i lądowania MiG-21.

Kawałkiem czasu temu zastosowano na przerobionym MiG-21PF nazwanym po tej przerobie MiG-21PF SPS, a także na nowych wersjach MiG-21PF S oraz MiG-21PFM (samolot 94). MiG-21PF S w odróżnieniu od MiG-21PF otrzymał nie tylko nowe klapy, ale też stał się trójkołowym, a nie dwukołowym, samolotem.

Ostatnia z głównych wersji drugiej generacji MiG-21 to MiG-21PFM (samolot 94), z innym systemem kłopotowania przeciwnika. Na zewnątrz widnieć to po zmierzniętych oknach kabiny. Ma ona interakcje: część przednią i część środkową odchylana na prawy bok (poprzecznie była otwarta w głąb do przodu). Oczywiście z dotychczas jest wiele serii produkcyjnych samolotów po prostu przerabianych, które nie muszą posiadać np. są samoloty MiG-21PF oraz MiG-21PFM z poprzednimi wersjami kabiny, ponieważ to element spowalniający trzeciej



MiG-21PFM (samolot 77)



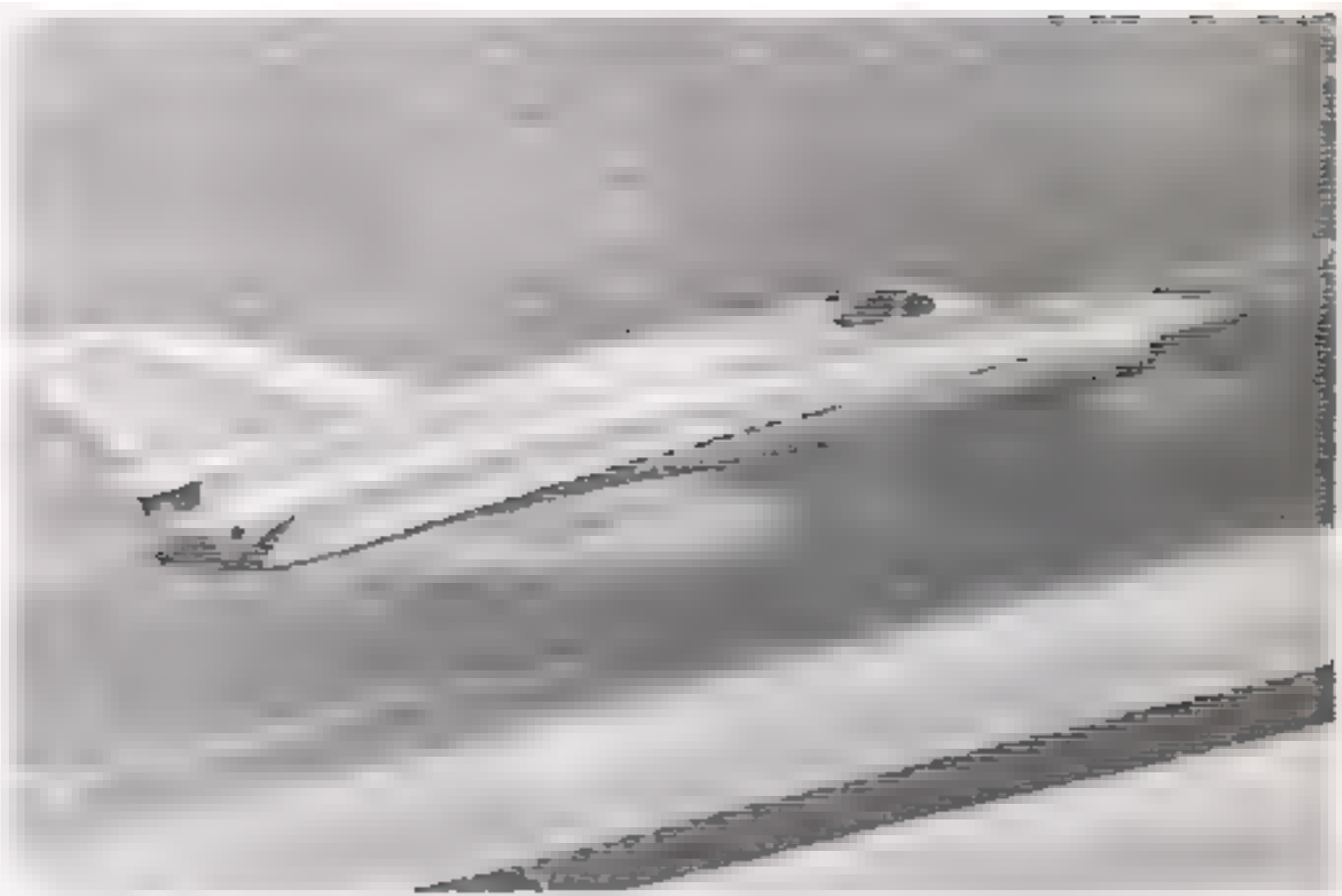
MiG-21DPD

genealogii MiG-2 i 3). Różnice dotyczyły także w wewnętrznej konstrukcji i wyposażeniu samolotów.

Na samolocie MiG-21PF (samolot 76), oznaczonym w oznaczeniach FAI F-76, ustanowiono 4 katywe światowe rekordy prędkości i trasach 1000-5000-10000-20000 km.

W czasie kolejnych pokazów lotniczych w Domodedowie w lipcu 1967 r. zespół Mikojana zaprezentował kilka swoich konstrukcji. Na wystawie przedstawiono rekordowy samolot L-106, a obok niego egzemplarz MiG-21PF po drugiej stronie prologu (samolot 77). W historycznej części wystawy znajdował się również samolot MiG-3. Znaczące bardziej ulepszenia samoloty zaprezentowano w oddziale prototypy samolotów myśliwskich MiG-23 oraz MiG-25 start z przyspieszaczami startowymi i akrobaciami zespołowymi na MiG-21PF. Mówiła o tym eksperymentalne samoloty skrajnie do startu i lądowania z dodatkowymi silnikami umieszczanymi podwojem wewnątrz kadłuba. Jeden z nich był całkowicie nową konstrukcją, drugie zaś to przerobka serijnego MiG-2. Start tego myśliwca, oznaczanego MiG-21DPD, dopełnił cały podjętych dwadzieścia samolotów 92. zaprezentował pilot doświadczalny Michaił Komarow.

W rok po defiladzie w Domodedowie został wyatany nowy samolot eksperymentalny MiG-211. Powstał on we współpracy z nawet na zamówienie drugiego zespołu konstrukcyjnego. Andrieja Tupolewa, który przygotowywał wówczas nadzwyczajny samolot pasażerski Tu-144. Analizując możliwe koncepcje układu aerodynamicznego konstruktorzy doszli do wniosku, że optymalny będzie samolot ze skrzydłem ostrołukowym bez uszczerbku wysokości. Samolot pasażerski w swojej koncepcji zmienił prędkość i wysokość, a więc jego kształt należy dostosować jedynie do dwóch wytycznych: do bezpiecznego startu i lądowania oraz ekonomicznego lotu z prędkością poddźwiękową. Konstruktorzy Tupolewa stwierdzili podobne były też wnioski konstruktorów francuskich i angielskich badających w tych latach swym Coudralet, że zmniejszenie oporu



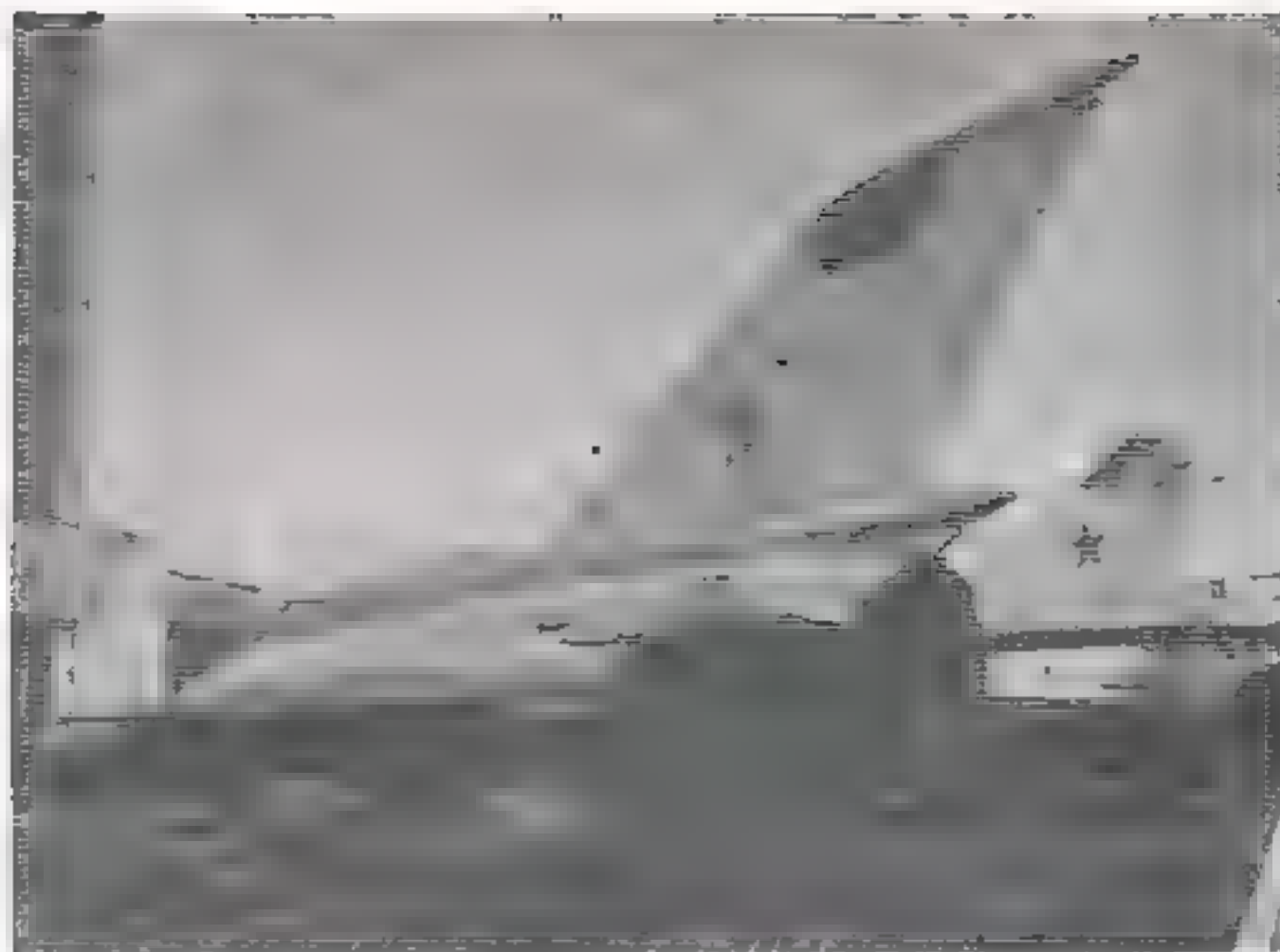
MiG-21I (Analog)

Ja przede wszystkim skrzydło o małej grubości względnie profilu. To i skrzydłem jest skrzydło trójkątne, w którym na łatwiej osiągnąć jednocześnie cienki profil i odpowiednią sztywność.

Kolejnym problemem było uniknięcie przesunięcia się przed przesunięciem środka parcia następującym w locie z prędkością nadprzewodową. Skompensowanie go w całym zakresie wysokości jest bardzo kosztowne powodując znaczny wzrost oporu. Przyjęto więc inne rozwiązanie – przez zmianę palwa wzdłuż osi samolotu oraz zmodyfikowanie skrzydła przez nadanie mu kształtu ostrołukowego. Przy małych prędkościach i tu zachowuje się ono jak zwykłe skrzydło trójkątne, natomiast wraz z przekroczeniem prędkości dźwięku gwałtownie wzrasta nosność przednich części i dąży – skosie. Powstał też i stał się nos i w tym przesunięciu środka parcia. Działanie to można dodatkowo wzmocnić przez wygięcie w górę środkowych części skrzydeł.

Skrzydło ostrołukowe opracowane na podstawie tych założeń przez grupę inżynierów pod kierunkiem Georgija Czeremuchina, przetestowano w tunelu aerodynamicznym. Jakże konstruktorzy uznali to za niewystarczające. Wówczas wyposażono w nie jeden z egzemplarzy MiG-21. Samolot nazywano „Analog” (b. MiG-21I od „assedownielskij”, wzniósł się w powietrze latem 1968 r. pilotowany przez Olegi Gudkowa. Loty „Analog” wykazały więc możliwości nowego skrzydła. Ponadto służyły one pilotom mającym w niedalekiej przyszłości latać na Tu-144 do zapoznania się z cechami charakterystycznymi pilotowania samolotów o nowym układzie. Po próbach doświadczalnych z zespołu Mikołajewa latał na nim Fladimir Kozłow z zespołu Tupolewa. 31 grudnia 1968 r. dzień pierwszego lotu Tu-144, pierwszego w świecie pasażerskiego samolotu nadprzewodowego, był więc kim świętem w obu zespołach. Obok wielkiego Tu-144 leciał mały „Analog”.

Pod koniec lat sześćdziesiątych przystąpiono do opracowania na podstawie MiG-21 PFM (samolot 94) wersji rozpoznawczej MiG-21R. I – R samolot 94R). Aby wydłużyć zasięg powiększono zbiornik paliwa nakładany na kadłub oraz dobudowano pod skrzydłami kolejne dwie belki do podwieszania dodatkowych zbiorników paliwa o pojemności po 490 dm³.



MiG-21SM (for P. Butowski)

Zasobniki z lotniczymi aparatami fotograficznymi lub urządzeniami radiolokacyjnymi mogą być podwieszane w dużym kontenerze pod kadłubem MiG-21R lub wmontowywane w dolną część kadłuba.

Samolot MiG-21R rozpoczął trzecią generację MiG-21. Wraz z nim powstał samolot myśliwski MiG-21S (samolot 95) mający w porównaniu z MiG-21PM nowy wariant stałej radiolokacji Sapfir oraz podobnie do MiG-21R powiększony zbiornik paliwa w owiewce na kadłubie. Samolotów MiG-21S zbudowano niewiele. Wkrótce MiG-21S przekształcono w MiG-21SM z silnikiem R-13F-300, czterema punktami podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłami, nowym nadopłakiem AP-155 działkiem GSh-23L i od MiG-21SM samolot 95Mi był w swoim czasie najbardziej rozpowszechnioną wersją MiG-21. Jego wariantami są MiG-21M oraz MiG-21MF (T-7M samolot 96) ze starszym silnikiem, uzbrojeniem i wyposażeniem. Kontynuacją samolotu MiG-21SM jest MiG-21SMT – 1. od lotniwoł, w którym wzrost zasięgu uzyskano przez ponowne zwiększenie zbiornika umieszczonego na kadłubie. MiG-21SMT wyróżnia się bardzo wypukłą owiewką za kabiną pilota.

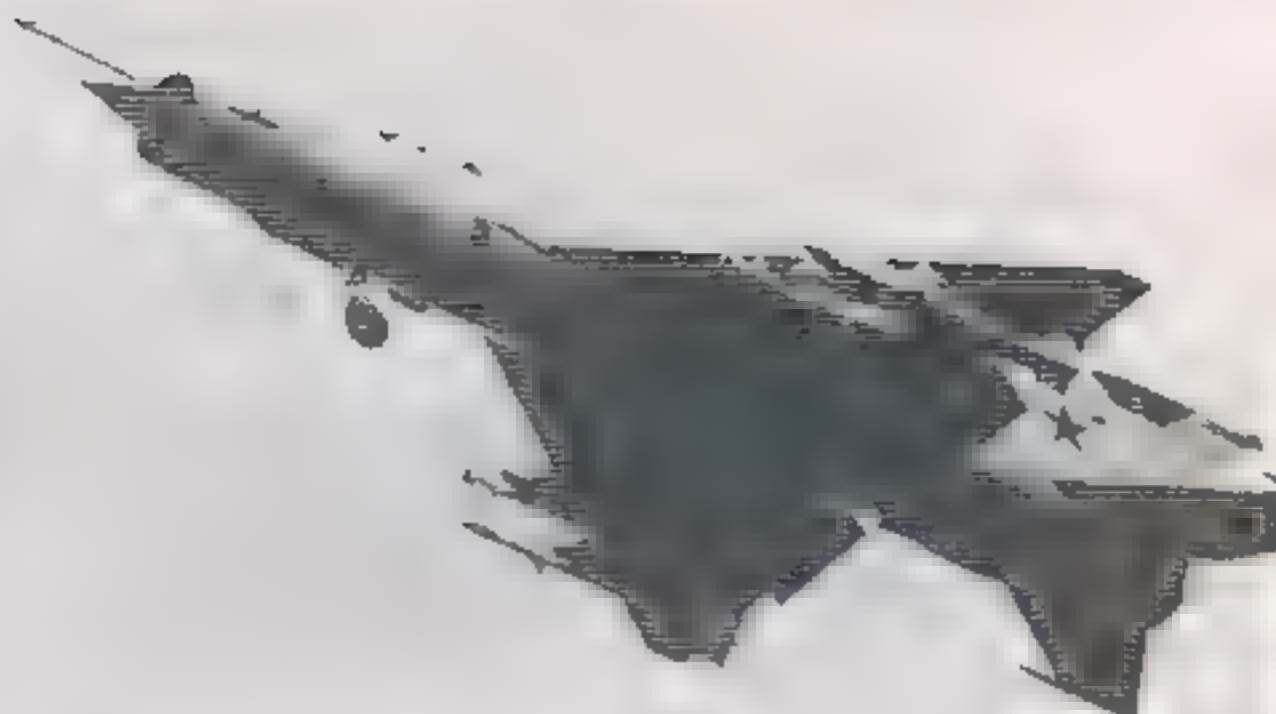
Najnowszym ze znanych wariantów MiG-21 jest MiG-21bis, rozpoczynający kolejną, czwartą generację tego samolotu. Z zewnątrz różni się on od MiG-21SM jedynie nieznacznymi szczegółami. Najbardziej widoczny jest przedłużony zbiornik paliwa na kadłubie. W niektórych seriach MiG-21bis zastosowano nowy system nawigacyjny (jego anteny umieszczono na szczycie statecznika pionowego i pod przodem kadłuba). Silnik zamieniono na nowoczesny R-25-300. MiG-21bis ma nowy system uzbrojenia. Ogólnie można powiedzieć, że przypomina on poprzedni MiG-21, jedynie płatowcem, pod względem zasięgu uzbrojenia i awioniki należy do nowej generacji samolotów myśliwskich. Wieloma parametrami odpowiada on amerykańskiemu F-16A.



MiG-21M (lot 7b Chmurnyński WAF)



MiG-21M (lot 7b Chmurnyński WAF)



MiG-21b s z nowoczesnym pociskami rakietowym

MiG-21 stał się dużym sukcesem konstruktorów radzieckich. Od 1959 r. wprowadzono go do uzbrojenia lotnictwa ZSRR i w kilka lat później także innych krajów. W roku 1961 pierwsze loty na MiG-21 wykonali piloci państw socjalistycznych. Na początku 1963 r. nowe myśliwce wprowadzono także do uzbrojenia państw Układu Warszawskiego oraz Finlandii, Indii i Chin. W dalszej kolejności zakupiły je inne kraje. W grudniu 1964 r. wystartował pierwszy MiG-21F zbudowany w Chinach (oznaczony J-7). Powstał też dwumiejscowy samolot szkoleniowo-bojowy JJ-7 (oznaczenie eksportowe J-7T). W latach osiemdziesiątych nastąpiło ożywienie przemysłu lotniczego ChRL – w konstrukcji nowych samolotów chińskich występują różne elementy zaczerpnięte z MiG-ów. Opracowano samolot F-7M „Aurora”, będący eksportowym wariantem J-7 z angielskim wyposażeniem. Kolejny samolot, J-8 (F-8II), jest samolotem myśliwskim napędzanym przez dwa silniki turbodwusoborowe, w wyglądzie zewnętrznym bardzo podobnym do F-152A. Ostatnio przedstawiono model jego wersji J-8B (F-8III) z przodem kadłuba przebudowanym na wzór samolotu MiG-23 z bocznymi wlotami powietrza.

W 1962 r. produkcja licencyjna ruszyła w Czechosłowacji. Dążąc do budowy MiG-21 zbudowano w Indiach. Pierwsze 6 sztuk MiG-21F-13 (samolot 74, dotarł do Bombaju w styczniu 1963 r.). W połowie następnego roku nadeszły MiG-21PF (oznaczane 76). Pod koniec 1966 r. z tamtych w zakładach HAL Hindustan zszedł pierwszy egzemplarz licencyjnej wersji MiG-21FL (samolot 77, będący wczesnym wariantem MiG-21PFM). W lutym 1973 r. siły powietrzne Indii otrzymały kolejny licencyjny MiG-21M. MiG-21MF (typ 96), będący wariantem radzieckiego MiG-21SM, a w 1981 r. ruszyła produkcja MiG-21bis.

Wraz z pojawieniem się w lotnictwie DRW naddźwiękowych MiG-21 (pierwszą walkę powietrzną MiG-21PF stoczyły 23 kwietnia 1966 r.) zastosowano taktykę kombinowanego użycia kilku środków bojowych systemu OPK. MiG-21 wylatywały daleko od osłanianych obiektów, działając cały czas pod kontrolą ziemi. Wchodziły do walki w najdogodniejszym miejscu i czasie, po wykryciu słabych miejsc w szyku bojowym przeciwnika. Główne uderzenie kierowano na



MiG-21bis lotnictwa polskiego (fot. Zh. Chupurzyński – WAF)

samołoty bombowe. Starsze MiG-17 wykorzystywano jako przynętę, podczas gdy uzbrojone w rakiety MiG-21 leciały u góry. Czysty pilot F-4 (samołoty F-4 Phantom były używane w Wietnamie głównie jako myśliwskie do osłony myśliwsko-bombowych F-105 Thunderchief) kierował się w stronę MiG-17 – sam był atakowany przez MiG-21. Samołoty MiG-21 raczej, nie wchodząc do bitych manewrowej walki powietrznej – głównym sposobem walki był atak z tylnej półsfery za pomocą rakiet samonaprowadzających się na podczerwień R-3S, odpalanych przy prędkości odpowiadającej $M = 1,2$. Doskonale zorganizowany system naprowadzania samolotów na cel pozwalał uzyskać zaskoczenie. Wadą tego sposobu był fakt istnienia ograniczeń w jego stosowaniu – minimalna odległość ataku wynosiła 300 m, cel zaś nie powinien wykonywać gwałtownych manewrów (następowała wówczas utrata kontaktu z celem przez growcę samonaprowadzania rakiety) – dlatego tak ważny był szybki i niespodziewany atak. Na sukcesy MiG-21 w pierwszym okresie stosowania w Wietnamie – od maja do grudnia 1966 r. w walkach powietrznych zestrzelono 47 samolotów amerykańskich (traćąc 12 własnych) wpłynął fakt, że był to dla przeciwnika nowy system uzbrojenia dysponujący znacznie większymi możliwościami niż używane dotychczas MiG-17 – jak prędkość nadłubieżkowa i kierowane uzbrojenie rakietowe. W grudniu 1972 r. MiG-21 skutecznie obronił Hanoi bombardowane nocą przez B-52. W muzeum armii w Hanoi znajduje się egzemplarz MiG-21 PF, na którym 13 namalowanych gwiazdek symbolizuje zwycięstwo powietrzne.

Kolejną próbą dla MiG-21 były walki powietrzne podczas konfliktu pakistańsko-indyjskiego w listopadzie i grudniu 1971 r. MiG-21 wykonywały również ataki na cele naziemne za pomocą bomb i kierowanych pocisków rakietowych. Indyjskie MiG-21PL odnosiły sukcesy w starciach z F-104A Starfighter. Na przykład ostatniego dnia konfliktu jeden MiG-21 z 29 eskadry w Rajasthan zestrzelił trzy F-104A. MiG-21 różnych wersji brały udział w wojnie baskowschodniej w 1973 r.

Samolot MiG-21 przyciągał uwagę zachodnich służb specjalnych. Jego pierwsze dokładniejsze fotografie dotarły na Zachód w kwietniu 1963 r., a przedstawiały MiG-21F-13 obojczyka fińskiego stacjonującego w Rissala. Szeroko zakrojoną akcję dywersyjną mającą na celu zdobycie MiG-21 przygotował wywiad izraelski. Wykorzystując trudną sytuację rodzinną oraz niektóre cechy charakteru jednego z pilotów izraelskich, nakłoniono go do wyładowania na swoim MiG-21F-13 w Izraelu, co nastąpiło 16 sierpnia 1966 r. Samolot został dokładnie przebadany, przeprowadzono łącznie 100 godzin na towanych w powietrzu z izraelskimi Mirage III-CJ. Z tego porównania MiG-21 wyszedł zwycięsko: w eksteriorze stosunek siły ciągu do masy dawał lepsze przyspieszenia i prędkość wznoszenia, dysponował on mniejszym promieniem zakrętu, także charakterystyki startu i lądowania MiG-21 były korzystniejsze. Dalsze próby prowadzono po zdobyciu kilku MiG-21 na lotniskach arabskich w 1967 r. Izrael przekazał te samoloty do USA, gdzie sformowano z nich specjalną eskadrę w bazie Edwards, prowadząc porównania z samolotami amerykańskimi. Szczegółowo wysoko oceniono własności MiG-21 w lotach na wysokości ponad 7600 m.

Oprocz wysokich osiągnięć i możliwości bojowych MiG-21 jest również prosty w produkcji i obsłudze, przyjemny w pilotowaniu. Według licznych opinii jest najtańszym na świecie samolotem osiągającym prędkość 2000 km/h. O łatwości obsługi może zaś świadczyć fakt, że latają na nim piloci kilkudziesięciu państw świata, nie zawsze mający najwyższe kwalifikacje.

MiG-21 był kolejnym, po MiG-15, wielkim sukcesem konstruktorów z zespołu Mikojań i Giełiewicza.

Nowe zadania

7

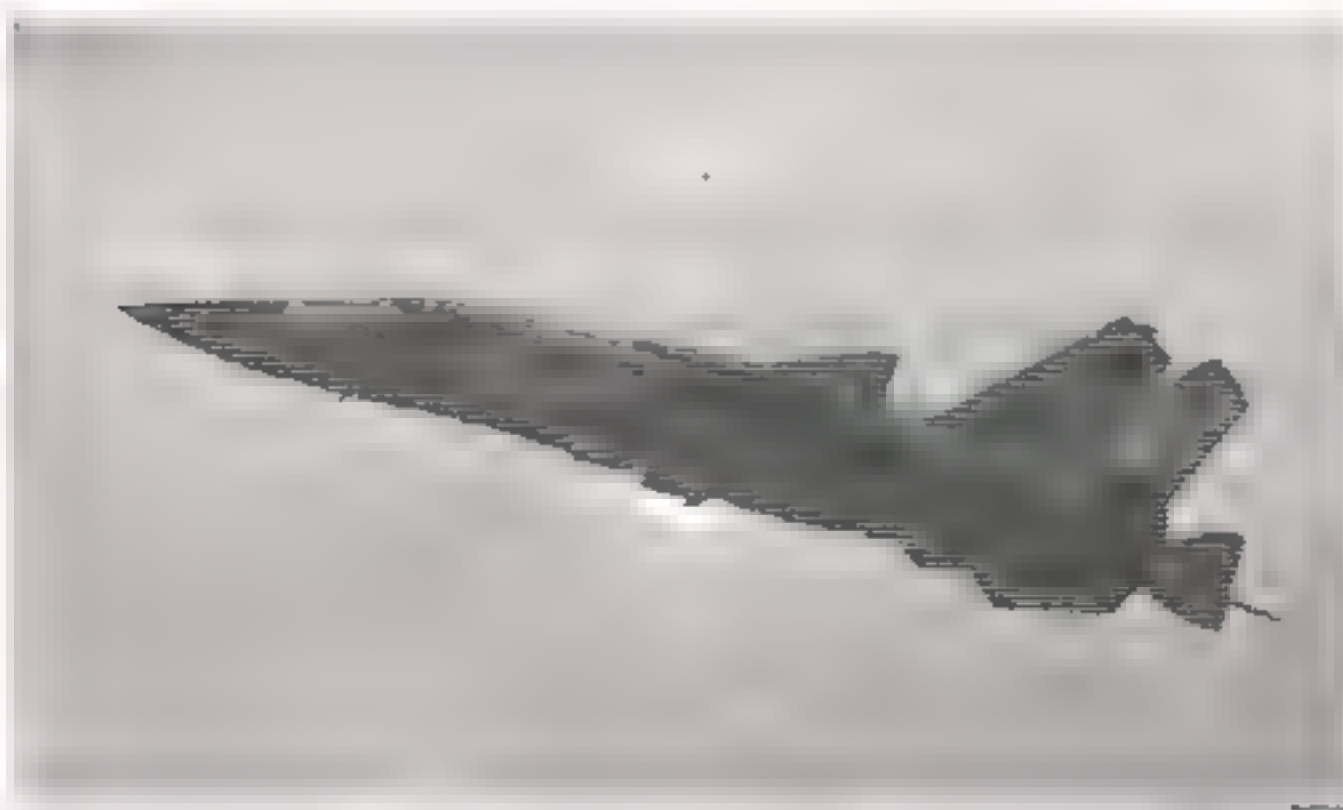
Skonstruowanie samolotów F-150 oraz F-152 było pierwszym krokiem do pokonania tzw. bariery cieplnej. Nazwano ją tak, gdyż związana jest ze wzrostem temperatury konstrukcji samolotu w locie z dużą prędkością powodowanym przez dwa czynniki: nagrzewanie aerodynamiczne oraz nagrzewanie od silnika. Największym problemem jest nagrzewanie aerodynamiczne. Przy małych prędkościach jest ono nieznaczne, lecz przy bezwzględnej Macha przekraczającej 2,5 staje się już groźne. Pochodzi z dwóch źródeł: wyłamania cząsteczek powietrza spowodowanego jego lepkością w warstwie przyciennej przy powierzchni płatowca oraz bardziej istotnego: sprężania powietrza na powierzchniach czolowych samolotu (przód kadłuba, krawędzie wlotu powietrza, skrzydła i usterzenia). W locie z prędkością 3000 km/h na duże, wysokie temperatury tych fragmentów płatowca osiąga ponad 300 °C. Nagrzewanie się jest niebezpieczne i wymaga przeciwdziałania z kilku przyczyn: wysokie temperatury powodują zmniejszenie wytrzymałości materiałów konstrukcyjnych, zagrażają załodze oraz uniemożliwiają pracę instalacji i wyposażenia (np. elektronicznego, które wymaga utrzymania temperatury w określonych, dość wąskich granicach). Do zbudowania samolotu o prędkości odpowiadającej $M = 3$ potrzebne są żaroodporne stopy stali, tytan lub inne, jeszcze kosztowniejsze materiały. Duraluminyum traci wytrzymałość już przy 110 °C, jeszcze szybciej zaczyna wrzeć paliwo, mięknie szkło organiczne itp., dlatego też trzeba stosować wydajne układy chłodzące i izolacje cieplne.

Samoloty F-150 oraz F-152 mogły lecieć z prędkością maksymalną jedynie przez krótki czas, nie spełniały wymagań stawianych seryjnemu myśliwcowi przechwytyjącemu, a potrzeba zbudowania takiego samolotu była pilna. W drugiej połowie lat pięćdziesiątych w USA rozpisano konkurs na zbudowanie dwóch samolotów mających przekraczać 3000 km/h: ciężkiego bombowca strategicznego i wysokościowego samolotu rozpoznawczego (zakomercyliły się one powstaniem XB-70A, którego rozwój później zarzucono, oraz SR-71A, użytkowanego do dziś). W ZSRR do opracowania myśliwca przechwytyjącego osiągającego trzykrotną prędkość dźwięku przystąpiło kilka zespołów, w tym także zespół Mikołajana i Guriewicza. Nowy projekt, nazwany F-155, zadziwił swoim nowatorstwem. Imponująca była nie tylko duża prędkość lotu, lecz głównie fakt utrzymywania jej przez dłuższy czas. Realizacja wymagała znany dotychczasowej technologii, wielu wysiłków różnych gałęzi przemysłu ZSRR: metalurgia, elektronika. Do zadania włączyły się także instytuty i zakłady przemysłowe. Rozmach i stopień skomplikowania prac był tak duży, że wielu odradzało Mikołajanowi podjęcie tego ryzyka. Długoletni jego współ-



Trzeci prototyp E-155 nad Demediedowem

tygodnie później Piotr Ostapenko na trasie 11000 km z ładunkiem 2000 kg osiągnął 2921 km i Aleksandr Fedotow z ładunkiem 2000 kg uzyskał rekordową wysokość 29 977 m. Trzecia seria rekordów Γ-266 nastąpiła w 1973 r. – a na bardziej interesujące wyniki to prędkość 2605 km/h na trasie zamkniętej, o długości 100 km, wysokość 36 240 m i czas wznoszenia na wysokość 25 km – 3,3 minuty.



MiG-25 wczesnej serii produkcyjnej

Nieco wcześniej, na przełomie lat sześćdziesiątych – siedemdziesiątych, uruchomiono produkcję seryjną samolotu powstałego z F-35 po zmianach wynikających z prób dające mu oznaczenie wojskowe MiG-25 (w prasie zachodniej jeszcze przez wiele lat nazywano ten samolot MiG-23). Pierwsze wersje seryjne niewiele różniły się od prototypów przedstawionych w Domodedowie, interesującym elementem były niewielkie stateczniki dodane na końcach skrzydeł. Prawdopodobnie pewne zmiany wprowadzono wewnątrz konstrukcji – w wyposażeniu. Jednocześnie z wersją przeciwwyjącej MiG-25P uruchomiono produkcję samolotu rozpoznawczego MiG-25R, który zamiast stałej radioekacyjnej poszukiwania i śledzenia celów powietrznych miał w przodzie kadłuba specjalistyczną aparaturę rozpoznawczą w różnych zestawieniach, zależnie od zastosowania.

W ramach podstawowej wersji przeciwwyjącej MiG-25P wprowadzano w toku produkcji dalsze zmiany, których zewnętrzne skutki można dostrzec na licznych fotografiach publikowanych przez prasę zachodnią – polegają one na różnicach w kształcie usterzenia pionowego, dodaniu lub usunięciu różnych elementów szczegółach. Najistotniejszą modernizacją MiG-25P było opracowanie donowemu systemu uzbrojenia z czterema ciężkimi rakietami kierowanym, klasy powietrze-powietrze o zasięgu kilkunastu kilometrów (po raz pierwszy ten wariant MiG-25 przedstawiono w formie dokumentalnym „Spadkobiercy zwycięstwa” w roku 1976). Parametry taktyczno-techniczne MiG-25 nie są oczywiście znane, ale można je oszacować



MiG-25

na podstawie wyników rekordowych. I tak rekord prędkości średniej 7921 km/h na trasie 1000 km świadczy o tym, że MiG-25 może lecieć z prędkością odpowiadającą $M = 2,74$ co najmniej 20 minut z ładunkiem 2000 kg. Z kolei w innym locie na trasie zamkniętej o długości 500 km MiG-25 leciał ze średnią prędkością $M = 2,76$, stałym przeciążeniem 13g i pochylem 40°. Osiągnięcie prędkości 2605 km/h na trasie zamkniętej o długości 100 km to świadczy o dobrej zwrotności samolotu. Rekordowe czasy wznoszenia i wysokości lotu nie wymagają komentarza, rekomendują one MiG-25 jako znakomity wysokościowy myśliwiec przechwytujący.

We wrześniu 1976 r. MiG-25 lądował w Japonii. Samolot został następnie bezprawnie przetrzymany i zbadany przez Amerykanów.

20 maja 1975 r. Generalny Konstruktor Rostisław Bielakow, kierujący dziś zespołem inż. Mikołajana, udzielił wywiadu gazecie „Trud” mówiąc o F-26b: „Ten naddźwiękowy samolot reprezentuje generację samolotów odrzutowych, do których budowy nasz przemysł lotniczy przystąpił już ponad 10 lat temu. Wypowiedź Bielakowa związana była z przystąpieniem do ustanawiania rekordów światowych nowego samolotu MiG-25M, w wersji rekordowej nazwanego F-26bM. Różni się on znacznie od MiG-25, przede wszystkim nowymi silnikami o ciągu po 140 kN, nowym wyposażeniem i uzbrojeniem. 17 maja 1975 r. F-26bM poprawił rekordy prędkości wznoszenia ustanowione 2 lata wcześniej przez F-26b, a w 1977 r. osiągnął wysokość 37650 m z ładunkiem 2000 kg (37080 m).

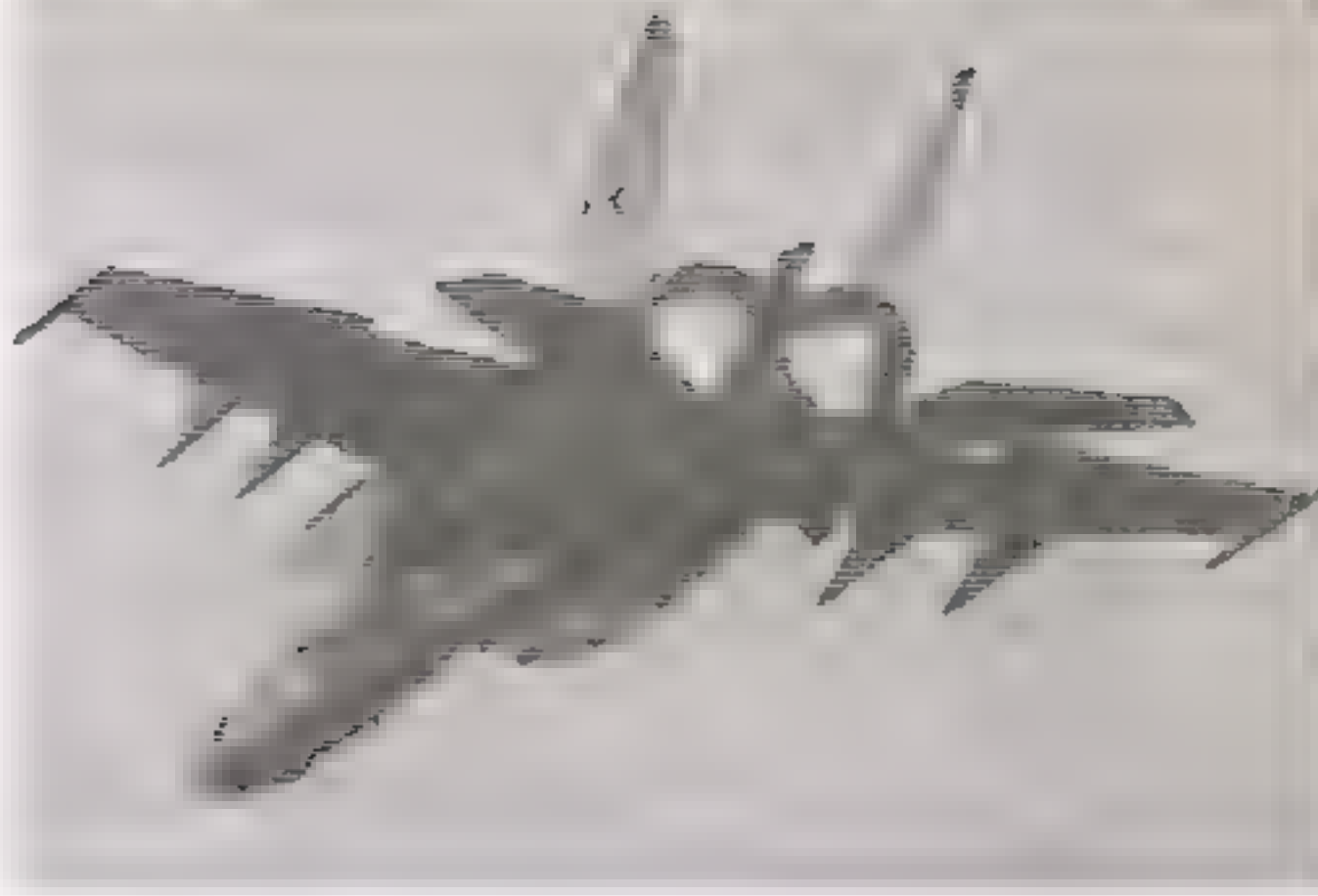
Do szkolenia i treningu pilotów powstała wersja MiG-25L różniąca się od MiG-25 przebudowanym przodem kadłuba z oddzielnymi kabynami dla pilota i instruktora. Późniejsza kosmonautka Swetłana Sawicka na egzemplarzu MiG-25L oznaczonym I-133 ustanowiła trzy rekordy.

Pod koniec lat siedemdziesiątych kilka państw zakupiło samoloty MiG-25 do wzmocnienia swego systemu obrony powietrznej: Libia, Algieria, Syria lub jako samoloty rozpoznawcze (Indie).

Podstawowym źródłem ceny samolotu MiG-25 są jego wyniki rekordowe (tabela 1) i figuruje w tabeli do cz. III. Świadczą one, że MiG-25 praktycznie nie ma odpowiednika w świecie jako wysokościowy myśliwiec przechwytujący. Jedytnym samolotem, który może z nim konkurować prędkością i wysokością, to jest amerykański SR-71A, lecz nie jest on użytkowany w wersji myśliwskiej (prawdopodobnie zbudowano jedynie 24 egzemplarze rozpoznawczy). MiG-25 w pewnym stopniu inspirował konstruktorów amerykańskiego F-15 oblatanego w 1972 r. F-15 jest jednak myśliwcem przeznaczonym do działań na mniejszej wysokości, osiąga też mniejszą prędkość. Układ MiG-25 stał się typowy dla wielu najnowszych samolotów myśliwskich i był kontynuowany m.in. w nowoczesnym myśliwcu MiG-31. Użyte na MiG-25 po raz pierwszy podwojne usterzenie pionowe jest elementem większości współcześnie budowanych samolotów myśliwskich świata (np. amerykańskich F-14, F-15 oraz F-16).

Wraz z prototypami MiG-25 w Doświadczeniach pokazano trzy inne samoloty OKB Mikołajana, świadczące o dużej rozpiętości prac tego zespołu. Główną tendencją tych prac było dążenie do poprawy warunków startu i lądowania, skracenia rozbiegu i dobiegu. Starania takie były widoczne już pod koniec lat pięćdziesiątych, gdy baczono start zerowy, urządzenia rotacyjne skracające dobieg. Skrócenie rozbiegu i dobiegu można uzyskać poprzez zwiększenie siły nośnej skrzydła, przyspieszenie ruchu samolotu podczas startu i hamowania podczas lądowania oraz skrócenie pewnej części siły ciągu pionowo. Siłę nośną skrzydła można zwiększyć poprzez mechanizację (klapy przednie i tylne), zastosowanie skrzydła o zmiennej geometrii, a także kierowanie warstwą przycięcia (np. system SPS). Na statek wszedł to wyposażenie samolotu

¹ Za: „Leteciel” i „Kosmonautika” 1977, s. 33.



MiG-25M

niektóre silniki startowe, spadochrony i inne. Jednym z nich było zbudowanie silnika o większej mocy, startu i lądowania. Najbardziej skuteczną jest wykorzystanie pionowej silnicowej, silnicowej.

W połowie lat sześćdziesiątych w zespole Pietra Kolesowa konstruowano niewielki silnik turboodrzutowy, a Mikojan i Suchoi zastanawiali się, jak z nich do swoich samolotów jako dodatkowe silniki startowe. Suchoi przebudował se-700 myśliwiec przechwytyjący Su-15 umieszczając w środku kadłuba 3 silniki Kolesowa skonstruowane pionowo oraz zbudował w tym układzie inny samolot eksperymentalny badający prototypy pozostałego serijnego behawioru. W zespole Mikojana także zbudowano dwa takie samoloty. Pierwszy był wspomnianą już wcześniej MiG-25DPD oraz zaś – całkowicie nowy i dwukrotnie cięższym od MiG-25, samolotem myśliwskim i eksperymentalnym MiG-25M skrzydła trójkątne, jeden silnik turboodrzutowy o ciągu ok. 100 kN z potokowym chwytaniem powietrza po bokach kadłuba oraz dwa silniki Kolesowa umieszczone pionowo w kadłobie. Podczas lotu wlot powietrza do silników dodatkowych był zakryty klapą, która otwierała się podczas startu i lądowania, nadmuchując do nich powietrze. Pod spodem kadłuba znajdował się wyłot silników nosnych zasianią stałą i zmienną. W wyglądzie zewnętrzny ten eksperymentalny MiG-25M był do wspólnego z późniejszym serijnym MiG-23, przed kadłuba kłosa przelatywał zener. Charakterystyczne jest także to, że egzemplarz pilotowany w Domodedowie przez Pietra Ostapienka nosił numer boczny 23. Podczas defilad i pokazów tego typu elementy malowania mogą niekiedy coś znaczyć. W tym przypadku można przypuszczać, że MiG-25 z dodatkowymi silnikami nosowymi, i MiG-23 o zmiennej geometrii skrzydła (w Domodedowie tego typu miał namalowany numer 231) były konstrukcjami alternatywnymi opracowanymi w ramach tego samego zadania.

Przez pewien czas trwały jeszcze eksperymenty z dodatkowymi silnikami nosowymi, lecz system ten miał jedną nieusuwaną wadę – silniki dodatkowe pożyteczne podczas startu



MiG-7 dodatkowymi siłkami startowymi w kadłubie

lądowania w locie są tylko zbednym ładunkiem powiększającym osiag samolotu. Coraz większą uwagę konstruktorów przyciągało inne rozwiązanie: zmiana geometrii skrzydła. Co prawda skrócenie rozbiegu i dobiegu było w tym przypadku nieuniknione, lecz występowała wiele innych zalet, które ostatecznie przeważały.

W połowie lat sześćdziesiątych serwisne samoloty wojskowe osiągały dwukrotną prędkość dźwięku – ponad 20000 m. Dalszy postęp w tej dziedzinie wiąże się z tak dużym komplikacjami technicznymi i wzrostem kosztów, że przestaje być opłacalny – stosowany jest jedynie w kilku wyspecjalizowanych typach samolotów. Odbierania większość samolotów myśliwskich i myślowo-bombardersowych lat waga prędkości w zakresie $M = 1,8$ do $M = 2,5$. W tym już o sporadycznie lat przyszłości, odmiennie wobec gwałtownego rozwoju rakiet. W świecie powstały tendencje do uznania samolotu myśliwskiego za nosicela rakiet, który ma tylko odpać pociski rakietowe – wrzask. Zarechbano rozwój charakterystyk manewrowych samolotów. Tymczasem z analiz teoretycznych, przeprowadzonych ćwiczeń oraz działań lotnictwa w zaistniałych konfliktach zbrojnych okazało się, że występują one także w niewrowa forma walek powietrznej. W takiej sytuacji, a także podczas atakowania celów naziemnych, najbardziej dogodnie są prędkości odpowiadające $M = 0,8$ do $M = 1,1$. Własności dotychczasowych samolotów nie były do nich dostosowane.

Zmiana geometrii skrzydła jest rozwiązaniem pozwalającym zmienić w locie charakterystyki aerodynamiczne samolotu, dostosowywać je do wymagań wysokości i prędkości lotu. Z tego też powodu nie jest stosowana w tych samolotach, które latają ze stałą prędkością – np. samoloty pasażerskie. Przecieżmy koenia efekty zmiany geometrii skrzydła samolotu. Mianowicie skosy są szczególnie korzystne własności lotne skrzydła – dlatego stosowany jest podczas startu i lądowania, pozwalając skrócić, choć też braci większy ładunek). Dzięki około dwukrotnie większe, doskonałosc rozpostartego skrzydła, przy prędkości poddźwiękowej można

osiągając znacznie większy zasięg niż w przypadku samolotu naddźwiękowego o stałym profilu. Pośrednie położenie skrzydeł jest najbardziej sprzyjające do wykorzystania figur prostego i wyższego profilu w walce powietrznej. Oporu czołowego jest przy tym mniejszy, a stałowna i doskonałość naturalnie wysoka. Przy całkowacie zerowym skrzydłach osiągnięta jest maksymalna prędkość lotu. Znacznie zmniejszone siły naciętej skrzydła powodują też, że samolot jest mniej wrażliwy na turbulencje atmosfery silnie występujące na dużych wysokościach, a to z kolei upraszcza pilotaż. Zmniejsza zmęczenie załogi, poprawia dokładność wykonania zadań bojowego.

Realizację zmian geometrii skrzydeł podjęto jeszcze przed wojną. W kilku krajach powstały prototypy tego rodzaju, jednak ze względu na niewielkie prędkości ówczesnych samolotów korzyść z tego układu była mała. Nie rozwiązano w nich także wielu problemów technicznych i technologicznych związanych ze skomplikowaną konstrukcją płatowca. Pokonano je dopiero w latach sześćdziesiątych, gdy oblatano pierwsze użycie samoloty naddźwiękowe o zmiennej geometrii skrzydła (w USA, ZSRR i Francji). Radzieckie biura konstrukcyjne przystąpiły do tego zadania w maju 1965 r. w współpracy z naukowcami CAGI. Poszukiwano takiego układu, który łączyłby w sobie wszystkie zalety zmiennej geometrii i pozwalał zmniejszyć działo nacisków i momentów, wad (jak np. przemieszczanie środka ciężkości po przestawieniu skrzydła).

Pierwszym radzieckim samolotem odrzutowym o zmiennej geometrii skrzydła (wskazywano typów jetowych powstało w latach trzydziestych) był odrzutowiec w 1966 r. prototyp konstrukcji Suchoja Su-121 (Su-7C), rozwinięty później w rodzinę samolotów wysłuskowych Su-17, Su-20 oraz Su-22 Su-26 powstał jako przerobiony Su-17 z nowymi maszynami zmiennymi. Ruchome były jedynie końcówki skrzydeł. Konstruktorzy z zespołu Al. Kozłowa zdecydowali się na ostateczny krok – stworzyć samolot MiG-23 – pierwszy w historii całkowicie nową konstrukcją.



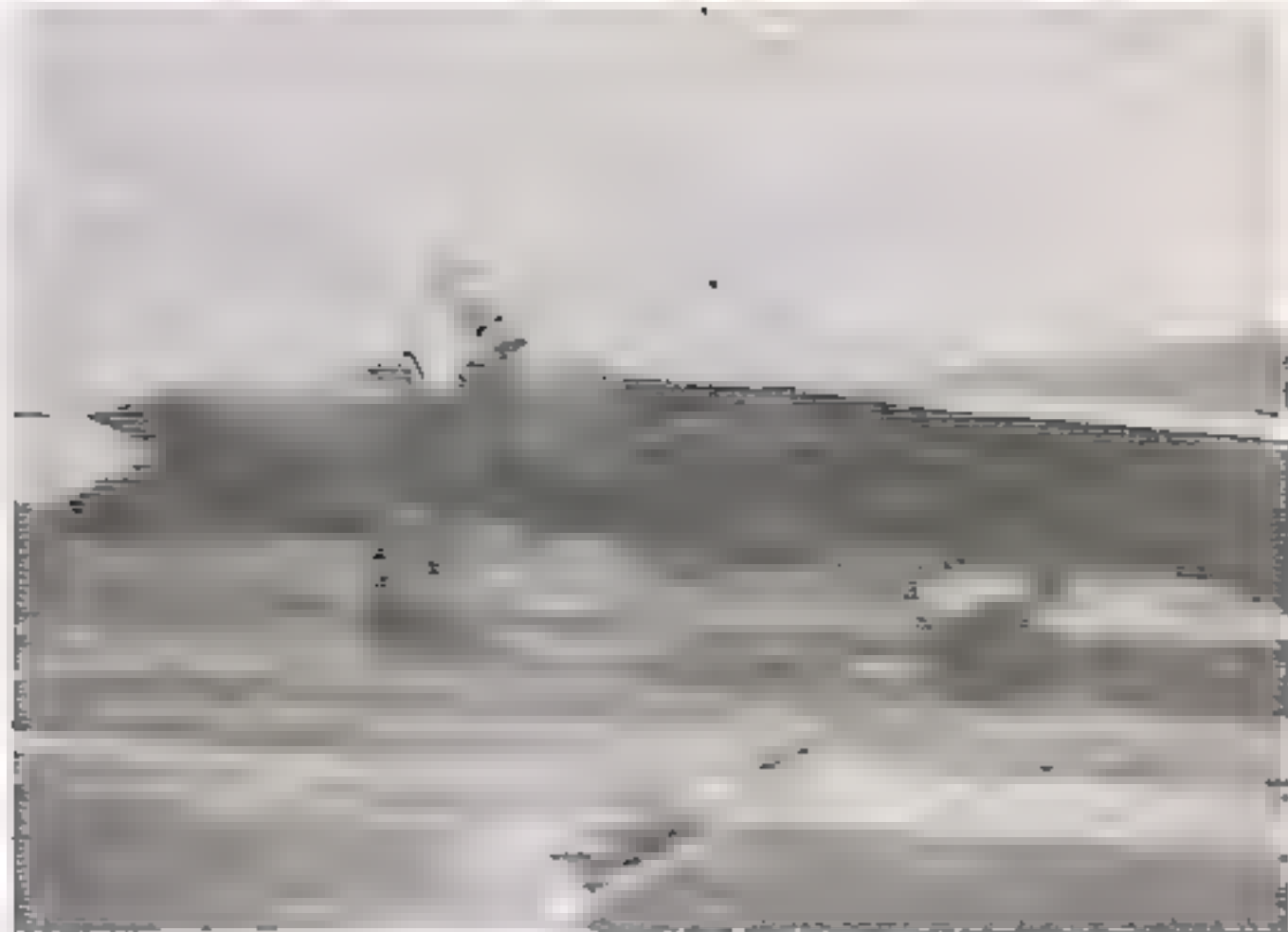
Prototyp MiG-23 prezentowany w Domu Edukacji

w której wiecie elementów wystąpiło po raz pierwszy. Prototyp został zniszczony przez Aleksandra Friedotowa 11 lipca 1967 r. a 9 lipca tego roku podczas defilady w Domodedowie Friedotow zademonstrował jego przebieg wraz z kilkukrotnym złożeniem i rozłożeniem skrzydeł (ogrzep przelot znajduje się dziś w Muzeum Techniki Lotniczej Sił Powietrznych ZSRR w Monino pod Moskwą). Efektownie pokazujący samolot wywarł w Domodedowie jeszcze większe wrażenie niż S-221. MiG miał większe rozmiary, a nie było go tylko komercyjnie, lecz całe skrzydło.

MiG 23 miał układ górnopłatowy, co pozwoliło w pełni wykorzystać pojemność kadłuba do rozmieszczenia wyposażenia zbrojeniowego, paliwa i silnika i podwozia. Płat składa się ze starych części przykadłubowych i ruchomych skrzydeł ustalanych w trzech położeniach (16, 45 i 72°). Oś obrotu wysunięta została na odległość 1,5 m od płaszczyzny symetrii samolotu, co zapobiega niekorzystnym zmianom stateczności podłużnej i sterowności poprzecznej wraz ze zmianą skosu skrzydła. Pod kadłubem znajduje się dodatkowy przedmiot aerodynamiczny składający się z podwozia i podwozia. Nowością były prostokątne wloty powietrza o automatycznej regulacji. Niezwykły kształt ma podwozie, ponieważ MiG 23 jest górnopłatem, trzeba było rozmieścić je w kadłubie. W celu uzyskania jak największego rozstawu koł podwozia głównego, golenie mają skompaktowaną i niekiedy przesuniętą konstrukcję. W związku z tym większe trudności stwarzały mechanizmy zmiany skosu skrzydeł. Wymagania wobec nich są bardzo wysokie – każde element układu powinno być małe i lekkie i niezawiednie przy tym – charakteryzująca się niezbędną wytrzymałością, sztywnością i niezawodnością. Z pewnością trzeba pełną synchronizację wychylenia obu skrzydeł. W samolocie MiG 23 wykończony jest specjalny układ SSK 1 + 1 systemu powrotu krawędzi sterów z siłownikami hydraulicznymi, sterującymi ruchami obrotowymi na postępowy poruszający hydraulicznie, sterujący z kabiną pilota.



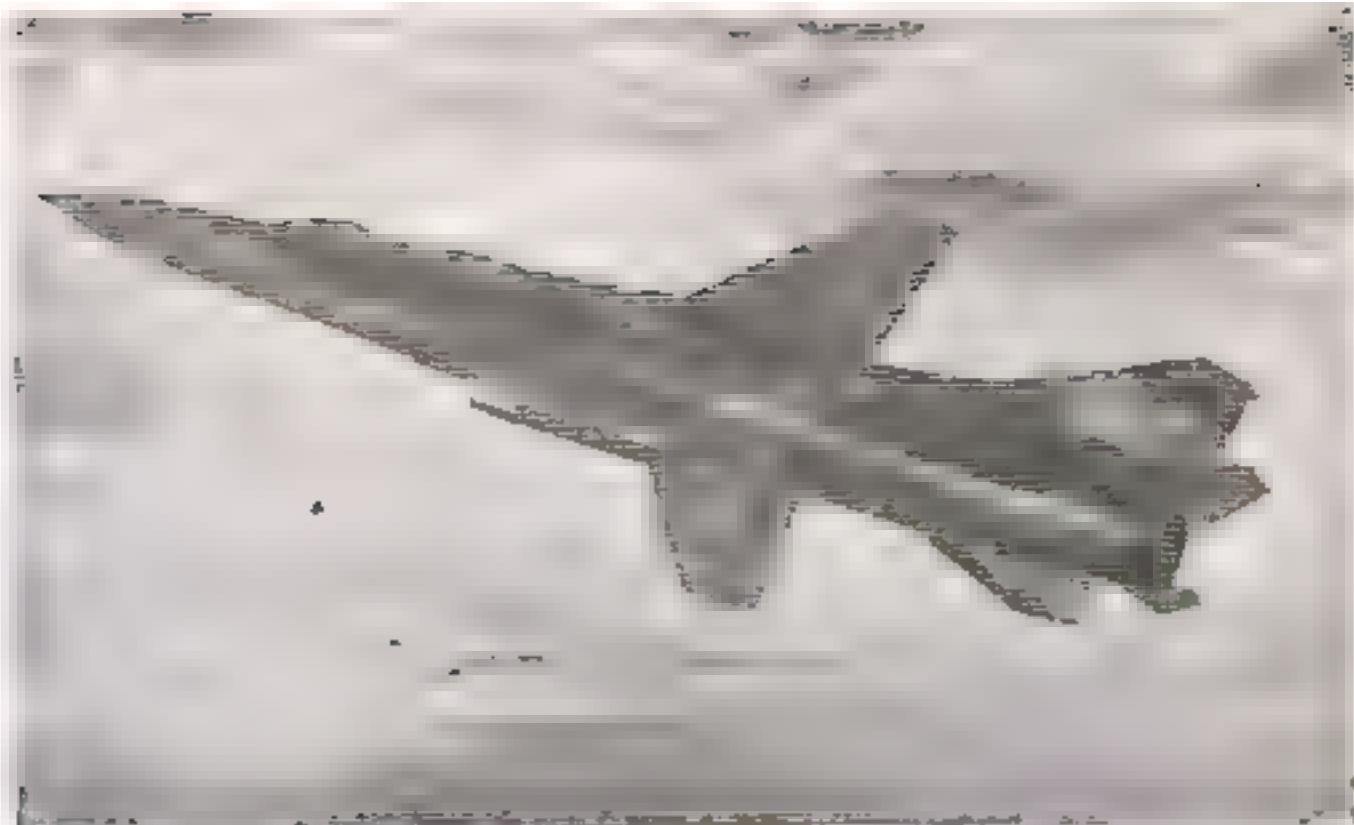
MiG 23S (fot. P. Butowski)



MiG-23MF (fot. P. Butowski)

Stopniowo prototyp przekształcił się w pierwszą wersję MiG-23S, wprowadzoną do uzbrojenia jednostek w 1971 r. Różnice między nimi są niewielkie. kształty MiG-23S są dopracowane, bardziej opływowe. Na osłonie kabiny znajduje się peryskop, a przede wszystkim samolot seryjny otrzymał uzbrojenie. Pod nieruchomą częścią skrzydła i pod kadłubem można podwieszać 4 kierowane pociski powietrze-powietrze, pod samolotem umieszczono działo GSz-23. MiG-23S był przeznaczony przede wszystkim dla wojsk OPK w drogoplanowym zastosowaniu – do atakowania celów naziemnych – zamiast rakiet powietrze-powietrze można podwieszać bombę lub zasobniki z niekierowanymi pociskami rakietowymi. Na prawym skrzydle umieszczono antenę systemu kierowania uzbrojeniem powietrze-ziemia. MiG-23 z łatwością przekracza prędkość dźwięku na małej wysokości, a na dużej osiąga 2500 km/h (M = 2,35).

Niebawem MiG-23S został zastąpiony w produkcji doskonalszą wersją – MiG-23M. Najbardziej rzucające się w oczy różnice to kształt płata – ma on uskok krawędzi natarcia na częściach ruchomych oraz skrócona o ok. 1 m dysza wylotowa silnika nowego typu R-29. W wersji MiG-23M można wyróżnić wiele wariantów powstających wraz ze stopniowym unowocześnianiem konstrukcji i wyposażenia. Zmieniał się także uzbrojenie – od kierowanych pocisków rakietowych powietrze-powietrze K-13 znanych jeszcze z MiG-21 do nowoczesnej wysokiej klasy pocisków małego i średniego zasięgu. Pod przednią częścią kadłuba pojawił się cieplona miernik. Samolot MiG-23MF otrzymał zmodernizowany wariant silnika R-29. W ograniczonej liczbie powstał także MiG-23MS, będący połączeniem płatowca MiG-23M z wyposażeniem i uzbrojeniem MiG-23S. Na podstawie MiG-23M opracowano samolot szkoleniowo-bojowy MiG-23UB z podwójną kabiną. Tylna dla instruktora umieszczona jest nieco wyżej i ma wysuwane lustro, w celu poprawienia widoczności. W ograniczonym zakresie MiG-23UB może wykonywać zadania bojowe.

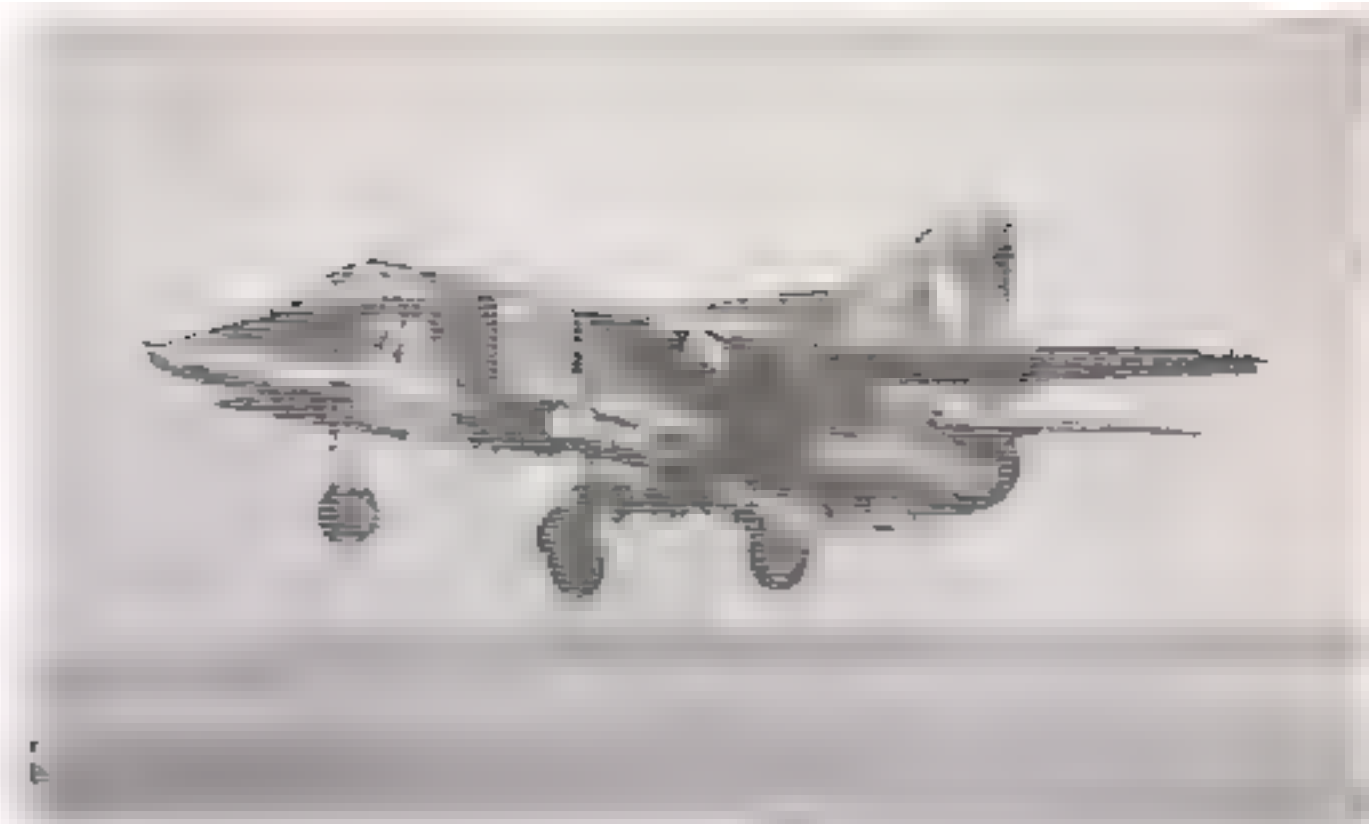


MiG-23MS

MiG-23 w założeniu miał być samodzielnym zadaniem. Dlatego ok. roku 1974 wprowadzono do uzbrojenia nowe koncepcje wersji MiG-23B oraz MiG-27. MiG-23B to samolot myśliwsko-bombowy przeznaczony z wersji MiG-23M w celu rozszerzenia możliwości atakowania obiektów naziemnych. Przechowywał bombę i kaliber 30 mm nad nowym kształt. W związku z usunięciem z niego w tym zastosowania celownika radiookacyjnego, przód samolotu skrócono, obniżono, w związku z powiększeniem osłony kabiny poprawiło się widoczność z ziemi. MiG-23B może być uzbrojony w kierownice bomb i pociski rakietowe klasy powietrze-ziemia, o czym świadczą dwie anteny systemu kierowania pociskami umieszczone na nieruchomej części skrzydeł. W przodzie kadłuba zamontowano kamerę laserową. Nie wie różni się od MiG-23B kilkoma zmianami: MiG-23BN.

W samolocie MiG-27 wprowadzono duże zmiany. Smak i konstrukcję płatowca dostosowano do działań na niskich wysokościach. Kadłub wzmożono i ukształtowano zgodnie z regułą podciągania, co wskazuje, że MiG-27 jest przeznaczony do osiągnięcia tak dużej prędkości, jak MiG-23. Reguła podciągania jest optymalna dla prędkości do $M = 1,4$. Warły powietrza mają nieregularny przekrój o większej powierzchni. Dwufurkowe działo GSz-23 stosowane na MiG-23 zastąpiono sześciolufowym kal. 23 mm o dużej skuteczności skuteczny przeciw celom naziemnym. Podkadłubowe wężyki przewożenia uzbrojenia przeniesiono pod kanały doprowadzające powietrze do silnika. MiG-27 jest przystosowany do działań z lotnisk gruntowych, o czym świadczyć może mniejszy kadłub na posteru i podwozie niskociśnieniowe. Istnieje kilka odmian MiG-27 różniących się konstrukcją wyposażeniem np. MiG-27M z napływami skrzydeł oraz innym laserowym systemem celowniczym.

Od 1 do 4 sierpnia 1978 r. w Finlandii przebywał pododdział 6 samolotów MiG-23 w nowym wariantcie myśliwskim MiG-23ML. Od znanych poprzednio MiG-23M w wyglądzie zewnętrznym różni się on przede wszystkim samodzielną nadstawką przed statecznikiem pionowym. Cechą szczególną MiG-23ML są znacznie lepsze własności w walce powietrznej, osiągnięte dzięki



MiG-27



MiG-23ML

zmniejszeniu masy konstrukcji, zastosowaniu klip przednich i tylnych jako elementów systemu sterowania oraz dzięki większemu cięgowi silnika. Poprawę charakterystyk startu i lądowania daje zmniejszony kąt pochylenia samolotu na postoiu.

W fińskiej bazie Rissala odbył się pokaz własności MiG-23ML w locie, które demonstrował dowódca pododdziału płk S. Cwetakow. Po bardzo krótkim rozbiegu wykonał pętlę, a następnie cały szereg innych figur. W miesiąc później ta sama grupa MiG-23ML przebywała we francuskiej bazie oimieczel w Reims, gdzie stacjonuje pułk Normandie-Niemen.



MiG-23 z napływami na przednim stożku

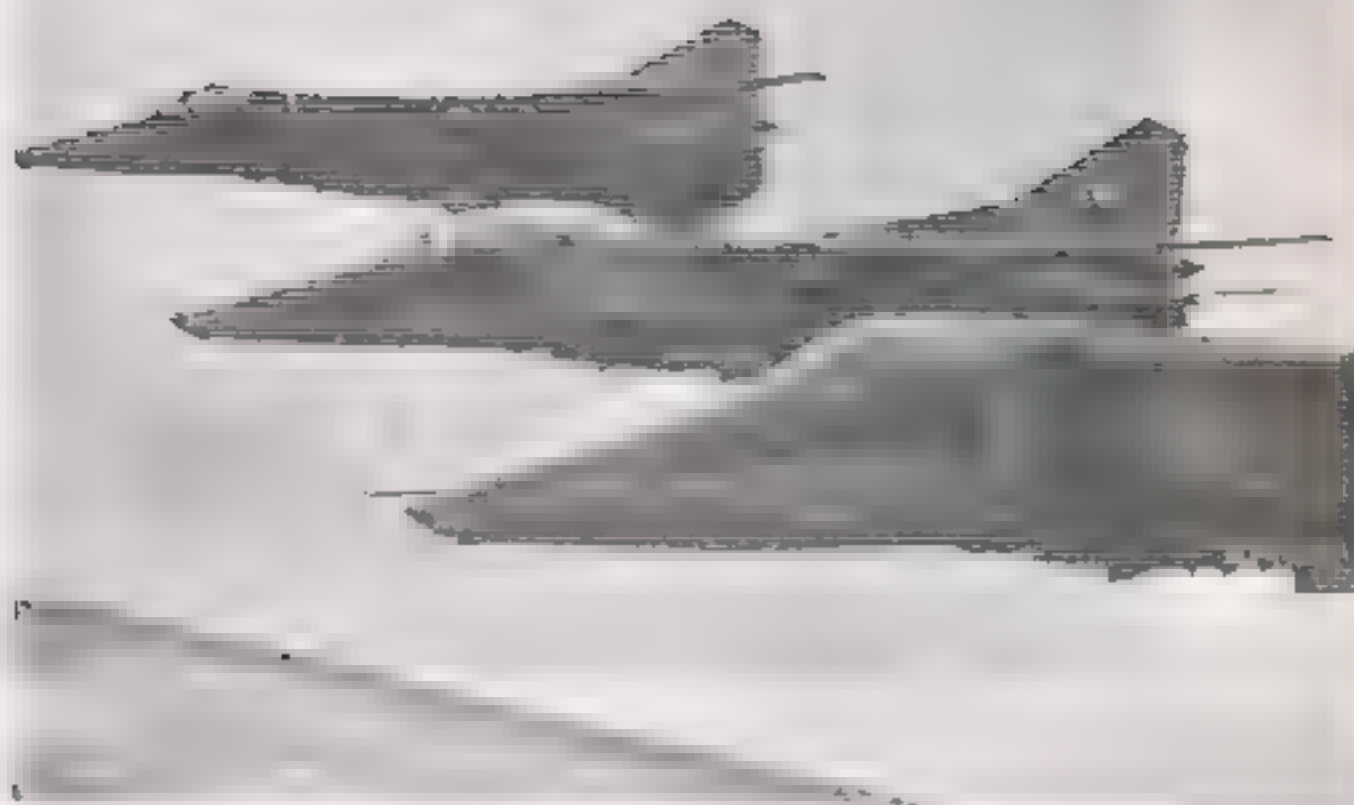
a w roku 1981 – w Szwecji. W samolotach pokazywaliśmy w Finlandii, Francji i Szwecji, pokazując niektóre elementy wyposażenia i uzbrojenia.

Ciekawym wariantem MiG-23 jest samolot z niewielkimi napływami na przednim stożku kadłuba. Likwidują one asymetrię opływu występującą przedtem przy kątach natarcia ok. 30°. Dzięki temu nie powstaje kierunkowy moment destabilizujący i samolot może manewrować bez ograniczenia dopuszczalnego kąta natarcia.

W połowie lat siedemdziesiątych samoloty MiG-23 skierowano do uzbrojenia niektórych państw arabskich (MiG-23MS, MiG-23BN oraz MiG-23UB). Kuwej, Wietnam, a w 1978 r. państwa Układu Warszawskiego (MiG-23MF, MiG-23ML, MiG-23BN, MiG-23UB, MiG-23) zakupiły także Indonezja ostatnio w zakładach HAI. Hindostan rozpoczęła się produkcja licencyjna MiG-23ML oraz MiG-23M. Planowane jest uruchomienie produkcji MiG-29.

MiG-23 jest dziś podstawowym samolotem myśliwskim lotnictwa radzieckiego, zastąpił MiG-21. Jednak trudno te samoloty ze sobą porównywać, gdyż MiG-23 reprezentuje całkowicie nową generację myśliwców. Od MiG-21 jest dwukrotnie cięższy, bardziej złożony, przewyższając go zdecydowanie i osiąganiami i możliwościami bojowymi. Zrzeknięty polski pilot latający na MiG-23 ppłk Zbigniew Kopacz stwierdza: „jest to doskonały samolot, a latanie na nim daje wiele satysfakcji”. Dodajmy też, że trzeba wiec nauki, pracy, by dogłębnie poznać i potrafić wykorzystać wszystkie możliwości tego precyzyjnego systemu bojowego.

Od roku 1962 coraz częściej lekarze nakazywali Mikojanowi ograniczenie wysiłku i odpoczynek. Konstruktor nie mógł już co dzień przychodzić do OKB, coraz trudniej było mu aktywować kierować niezwyczajnie rozległymi pracami zespołu. Dlatego w 1962 r. pierwszym



MiG-23BN w lotnictwie Czechosłowacji

zastępcą Mikołaja został Rostisław Biskupow, na którego barki stopniowo przejął ciężar kierowania OKB.

MiG-23 jest ostatnim samolotem, nad którym pracował Arnom Mikołaj. Ostatnie lata swego życia poświęcił jednak nie tylko ciersarżowi z niepełnej geometrii skrzydła. W kilku opublikowanych wówczas wywiadach prasowych przedstawiał czytelnikom niektóre swoje prognozy rozwoju lotnictwa. W dalszej przyszłości przewidywał połączenie się ze sobą lotnictwa kosmicznego, uważał zresztą że „z dala” ówczesne nie miały wiele wspólnych problemów. Należą do nich chociażby konstruowanie kabiny i opanowania pilota, środki ratowania w sytuacji awaryjnej, oddziaływanie dużych przeciążeń, stan nieważkości na organizmie, a także przeciwdziałanie wpływowi wysokich temperatur. Według z art. kładowi Mikołaj stwierdził:

»W oparciu o atmosferę i przestrzeń kosmiczną nie ma granic. Lotnictwo opanuje loty w atmosferze z prędkościami bliskimi kosmicznym, na odległość dziesiątek i setek tysięcy kilometrów z wielotonowymi ładunkami. I to „porkosmiczne” samoloty startować będą ze zwykłych „ziemskich” lotnisk.«¹¹

Na marginesie można zauważyć, że prognozy te pochodząć przecież sprzed 20 lat, i że sprawdzają się w próbach z promiami kosmicznymi. Mikołaj mówił także o nowych typach skrzydeł, przede wszystkim o zmiennej geometrii, ale też nowa ważących do znanych układów hezagonowych i kaczki, przewidywał zastosowanie w przyszłych samolotach kombinowanych zespołów napędowych turbodwusłotowe, strumieniowe, rakietowe, autonomicznych układów nawigacyjnych, elektroniki, nowych systemów sterowania itp.



Mikojan i Bielakow

1 lutego 1969 r. zawał serca w zawał pokonał Mikojań nie wrócił już do pracy. Mimo zleceń lekarzy Generalny Konstruktor nie rozwiązywał problemów OKB, często odwiedzając go współpracownicy i przyjaciele. 9 grudnia 1970 r. po operacji serca Artur Iwanowicz Mikojan zmarł.

Mikojan był otoczony w Związku Radzieckim wielkim szacunkiem i przyjaźnią. Jako Generalny Konstruktor miał stopień wojskowy generała-porucznika służb technicznych. Był dwukrotnie odznaczony orderem Bohatera Pracy Socjalistycznej, otrzymał Nagrodę Leninowską i wiele nagród państwowych. Akademia Nauk ZSRR wyróżniła go swoim członkiem rzeczywistym.

W roku 1971 OKB Mikojana przeniesiono w OKB imienia Artoma Mikojana, a jego Generalny Konstruktor został Rostisław Bielakow. Przypominał on słowa Mikojanu wypowiedziane w 1964 r. przy pożegnaniu odchodzącego na emeryturę Michaiła Gurtiewicza: „Całe Michaił opuszcza zespół, nasze samoloty nazywają się i będą się nazywać MiG”. Tradycję przedłużył i Bielakow – samoloty nadal są oznaczane symbolem MiG.

Rostisław Apollasowicz Bielakow jest wychowankiem OKB Mikojana, gdzie trafił w 1941 r. po skończeniu studiów w MAI (Moskowskim Aeronautycznym Instytucie). Wona zastała go na praktyce dyplomatycznej, pracował nad modernizacją zbrojenia MiG-1 oraz MiG-3. Na bardzo interesował się aerodynamiką, jednak wojna spowodowała, że musiał rozwiązywać inne pilne zadania w brygadach podwozia, sterowania i wstępnego projektowania. Bielakowa wyróżniała aktywność, zaangażowanie w pracę i wszechstronne zainteresowania, dlatego też już po roku został zastępcą, a potem kierownikiem brygady podwozia – miał duży udział w budowie podwozia odrzutowych samolotów MiG. Kierującym obszarem zainteresowań Bielakowa były

¹⁰ Ананьев М., op. cit., s. 252

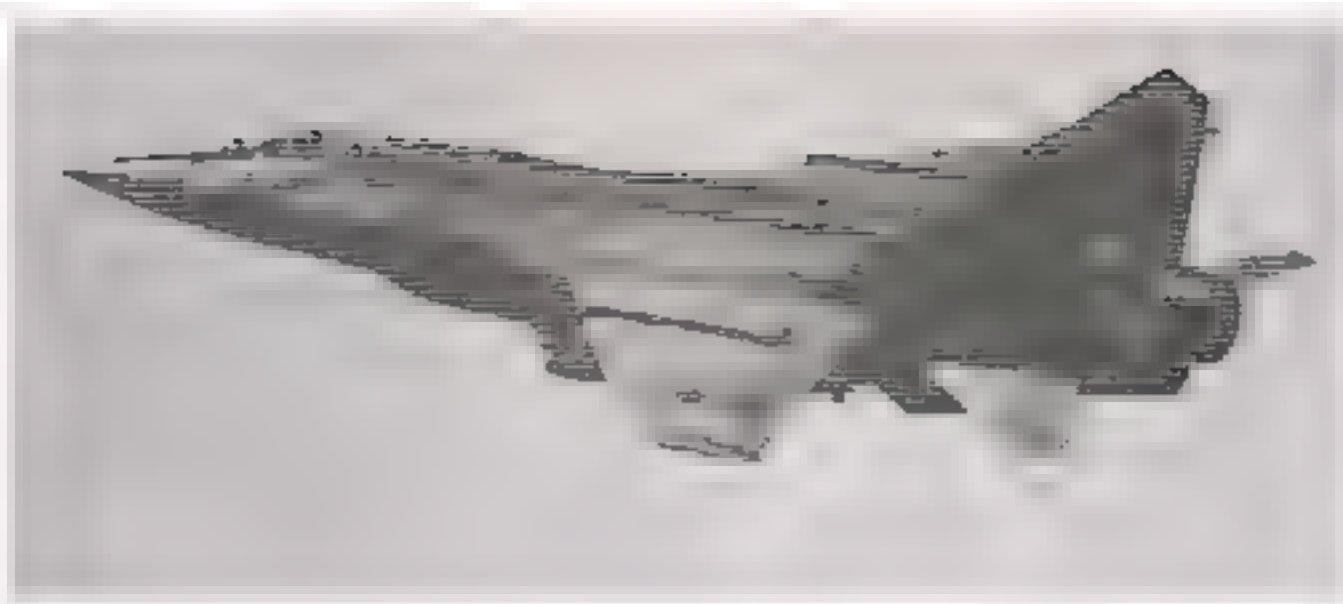
systemy hydrauliczne, poczynając od MiG-15 szeroko użytkowane do wypuszczania i wciągania podwozia, klap, hamulców aerodynamicznych a później także w układach sterowania. Przeprowadził on wiele prac teoretycznych i praktycznych m.in. dotyczących wyboru układu hydraulicznego oraz jego parametrów. Z udziałem Biełakowa powstało urządzenie płytowe wzmacniacze bezwładne oraz automat regulacji sterowania do samolotu MiG-19. W 1955 r. kierował бригадą projektów, od 1957 r. był zastępcą głównego konstruktora układów sterowania. Zamówił się takimi systemami do samolotów E-150, E-152 oraz MiG-25 stworzył samodzielną ujęci się układ sterowania samolotem oparty na analizie widma sygnału w układzie pilot-samolot-autopilot. Od 1962 r. był pierwszym zastępcą Mikołajowa bezpośrednio kierował pracami w biurze samolotów ich badaniami, w locie, koordynował działalność OKB z pracami wielu innych instytutów naukowych, zespołów konstruktorskich i zakładów przemysłowych, a także kontaktował się z jednostkami wojskowymi, inżynierami, pilotami latającymi na MiG-ach. W tym okresie został wyróżniony tytułem Bohatera Pracy Socjalistycznej oraz Nagrodą Leninowską. Po śmierci Mikołajowa został Głównym Konstrukctorem i członkiem korespondentem Akademii Nauk ZSRR. Był delegatem na kolejne zjazdy KPZR.

Restisław Biełakow zamówił się uruchomienia produkcji i dalszym rozwojem MiG-23, MiG-25 oraz MiG-27, pod jego kierunkiem powstawały serijne samoloty myśliwskie MiG-29 i MiG-31. Teżne prototypy i samoloty doświadczalne.

Samoloty MiG-29, MiG-31 których prototypy opracowano pod koniec lat siedemdziesiątych, teraz są produkowane seryjnie. W porównaniu z samolotami myśliwskimi poprzednich generacji mają one cechy znacznie zwiększające ich możliwości bojowe. Według ocen to



MiG 29



MiG-31

uzbrojenia jednostek sił powietrznych ZSRR samoloty i śmigłowce czwartej generacji wyróżniają się zwiększonym stosunkiem ciężyśłow-ków do ciężaru, poprawionymi własnościami aerodynamicznymi, dużym udźwigiem uzbrojenia.¹¹

Od 1 do 4 lipca 1986 r. trwała przyjacielska wizyta grupy sześciu radzieckich samolotów bojowych w bazie lotniczej Rissala w pobliżu miasta Kuopio w Finlandii. Jest to kontynuacja bliskich kontaktów łączących tę fińską jednostkę lotniczą z radzieckim pułkiem w Kubince pod Moskwą. Co cztery lata polscy radziecy odwiedzają Finlandię a finscy – Związek Radziecki. Wizyty te są również okazją do prezentacji najnowszych techniki lotniczej. W 1974 r. w ten sposób po raz pierwszy pokazano MiG-21, później MiG-23ML i w 1986 r. przyszła kolej na MiG-29.

Drugiego dnia pobytu w Finlandii przeznaczono na pokazy. Najpierw na samolocie MiG-29 wystartował Władimir Czidi. Po 500 metrach wycożbił się w powietrze i zaraz potem wykonał dynamiczne pionowe wzniesienie. Następnie przedstawił całą wiązkę figur akrobacyjnych. Również dwoje wracające wywrotkowane samoloty MiG-29 dobiegł wynosi jedynie 450 m. Potem cztery egzemplarze MiG-29 zademonstrowały akrobacje grupową.

MiG-29 jest frontowym samolotem myśliwskim, którego podstawowym przeznaczeniem jest prowadzenie walki powietrznej drugiego i trzeciego rzutu – atakowanie celów naziemnych. Przewyższa on własnymi samolotami bojowymi swoje zachodnie odpowiedniki – F-16 i F-18.

Drugim z najnowszych MiG-ów jest MiG-31. Nie zaskakuje on swoim wyglądem zewnętrznym tak bardzo jak MiG-29 – jego płatowiec w zasadzie odpowiada płatowcowi samolotu MiG-25. Różni się on od swego poprzednika mierzniacze kształtem skrzydeł i usterzenia pionowego – otrzymały one małe napływy części przykadłubowej oraz dyszamy silników wystające ok. 1,5 m za usterzenie. W wydłużonym przodzie kadłuba znalazła się kabina dla dwuosobowej załogi. Przeznaczeniem MiG-31 jest długotrwałe patrolowanie – przechwytywanie celów powietrznych na dużych odległościach. Trudno powiedzieć, który zachodni samolot jest odpowiednikiem MiG-31. W zasadzie nie istnieje żaden samolot o podobnym przeznaczeniu i parametrach, choć zbliżony do MiG-31 jest F-14 Tomcat.

Dziś na deskach kresarskich i na ekranach monitorów komputerowych konstruktorów zespołu im. Mikołajana znajdują się rysunki samolotów XXI wieku.

¹¹ „Awiacja i Kosmofawtika” 6, 1985, s. 37.

W połowie 1943 r. w Cugoriewskaje w ZSRR rozpoczęto formowanie pierwszej eskadry, a niedługo później pierwszego pułku lotniczego Ludowego Wojska Polskiego. Było to możliwe dzięki wszechstronnej pomocy radzieckiej, począwszy od sprzętu, a kończąc na wyszkoleniu kadry. W sierpniu 1943 r. pierwsza samodzielna eskadra myśliwska otrzymała pierwsze samoloty 5 szkolno-treningowych Ił-2. Standardowym uzbrojeniem ludowego lotnictwa w końcowym okresie wojny były myśliwskie Jak IM oraz Jak 9 szturmowe II-2, bombowe Pe-2 i wielozadaniowe Pi-2. Pierwszym lotem bojowym wykonał 1 Pułk Lotnictwa Myśliwskiego „Warszawa” 23 sierpnia 1944 r. na samolocie Jak IM. W latach 1947–1950 nastąpiła wymiana sprzętu – do uzbrojenia skierowano nowe typy i wersje samolotów o napędzie jetowym: Jak-3, II-14, T-2.

Rok 1950 rozpoczął w Polsce okres lotnictwa odrzutowego. W sierpniu 1950 r. pierwsze trzy odrzutowe samoloty myśliwskie Jak-17 wykonywały loty pokazowe w jednostkach lotniczych i podczas Święta Lotnictwa. Niemal jednocześnie rozpoczęto przygotowania do produkcji licencyjnej samolotu Jak-17 z oznaczeniem Ci-17, z czego jednak pół roku później zrezygnowano wobec pojawienia się nowocześniejszych typów. Dlatego też Jak 17 nie zostały wprowadzone do uzbrojenia naszego lotnictwa myśliwskiego (użytkowano jedynie kilkanaście samolotów w dwumiejscowej wersji szkolno-treningowej Jak 17W). Pierwszym bojowym odrzutowcem eksploatowanym w lotnictwie polskim był Jak-23 (od wiosny 1951 r.). Również planowano produkcję w Polsce jego produkcyjnej wersji (początkowo nazwą Ci-3), jednak w maju 1951 r. zrezygnowano z niej na korzyść MiG-15, pierwszego samolotu MiG używanego w Polsce.

W Związku Radzieckim pierwsze pułki latające na MiG-15 sformowano w 1949 r., a już latem i jesienią 1951 r. w samoloty te przebrojono 1 Pułk Lotnictwa Myśliwskiego „Warszawa”. Był to samolot znakomity, kilkakrotnie uznany za przyszłościowy. Przewidywano, że będzie on podstawowym samolotem myśliwskim na wiele lat. Dlatego też obok wprowadzenia go do uzbrojenia naszego lotnictwa podjęto decyzję rozpoczęcia jego produkcji licencyjnej w Polsce. W połowie maja 1951 r. otrzymano dokumentację konstrukcyjną, technologiczną, osprzętu i inne.

Trudno przecenić znaczenie MiG-15 dla polskiego lotnictwa. W okresie „zimnej wojny” wzrostu napięcia międzynarodowego związanego z „gorącą wojną” koreańską pozwoliło one utrzymać nasze wojska lotnicze na najwyższym światowym poziomie. W defiladzie powietrznej nad placem Dzierżyńskiego w Warszawie 22 lipca 1952 r. wzięło udział już ponad 60 samolotów MiG-15. Kilka dni wcześniej, 17 lipca, młody Pniewski oblatywał pierwszy egzemplarz



SBLim-2M (fot. P. Butowski)

decyzyjnego Lim-1 decyzyjny myślowe. W roku 1952 z podzespołów dostarczonych ze Związku Radzieckiego zbudowano sześć części pierwszego seryjnego produkcyjnego oznaczonego numerami od 1A 01-01 do 1A 01-06. Od stycznia 1953 r. produkcję rozwinęła pełną skalę. Wpłynęła ona pobudzająco na rozwój przemysłu lotniczego w Polsce, pomogła unowocześnić bazę produkcyjną i w kształcić wysoko wykwalifikowaną kadrę. Stała się symulatorem rozbudowy zakładów współpracujących z przemysłem lotniczym, hal fabryk chemicznych, wytwórni leżysk tocznych i wyposażenia radiotechnicznego. Prototypy Lim-1 powstawały w WSK w Mielcu, samki zaś Lis-1 decyzyjny samki – w WSK w Rzeszowie. Produkcję Lim-1 zakończono 1 września 1954 r. po zbudowaniu 2 seryjnych produkcyjnych 227 sztuk.

W roku 1953 do użytkowania lotnictwa polskiego wszedł MiG-15bis, równocześnie zmodernizowano produkcję w WSK-Mielec i rozpoczęto wytwarzanie kopii MiG-15bis pod nazwą Lim-2. Pierwszy egzemplarz Lim-2 z numerem fabrycznym 1B 001-01 opuścił zakłady w Mielcu 17 września 1954 r. a więc w 17 dni po ostatnim Lim-1.

W późniejszym okresie wykorzystując posiadane wyposażenie radiotechniczne samolotów Lim-2 w Lotniczych Zakładach Remontowych dokonano modernizacji samolotów Lim-1, montując w nich te urządzenia. Powstałe w ten sposób samoloty nazywano nieoficjalnie Lim-1S. Projekt Lim-2 trwał do 13 listopada 1956 r. kiedy zakład opuścił pięsetny egzemplarz 1B 019-14.

Dwumiejscowe samoloty szkolno-borowe LT MiG-15 nie były produkowane w Polsce, jednakże wobec dużego zapotrzebowania na odrzutowy samolot szkolny liczne egzemplarze Lim-1 przebudowano w samoloty SBLim-1 szkolno-borowy. W późniejszym czasie zamieniono na nich tyne części kadłuba na pochodzące od Lim-2 – tak powstały samoloty SBLim-2. Nie był to koniec metamorfoz samolotów Lim-1 oraz Lim-2. Dwumiejscowe SBLim przystosowano do rozpoznania i kierowania ogniem artylerii. Przez wycięcie z drągowej kabiny sterowniczej, zamontowanie palpu dla nawigatora, wzmocnienie uzbrojenia do dwóch działek 23 mm oraz za instalowanie

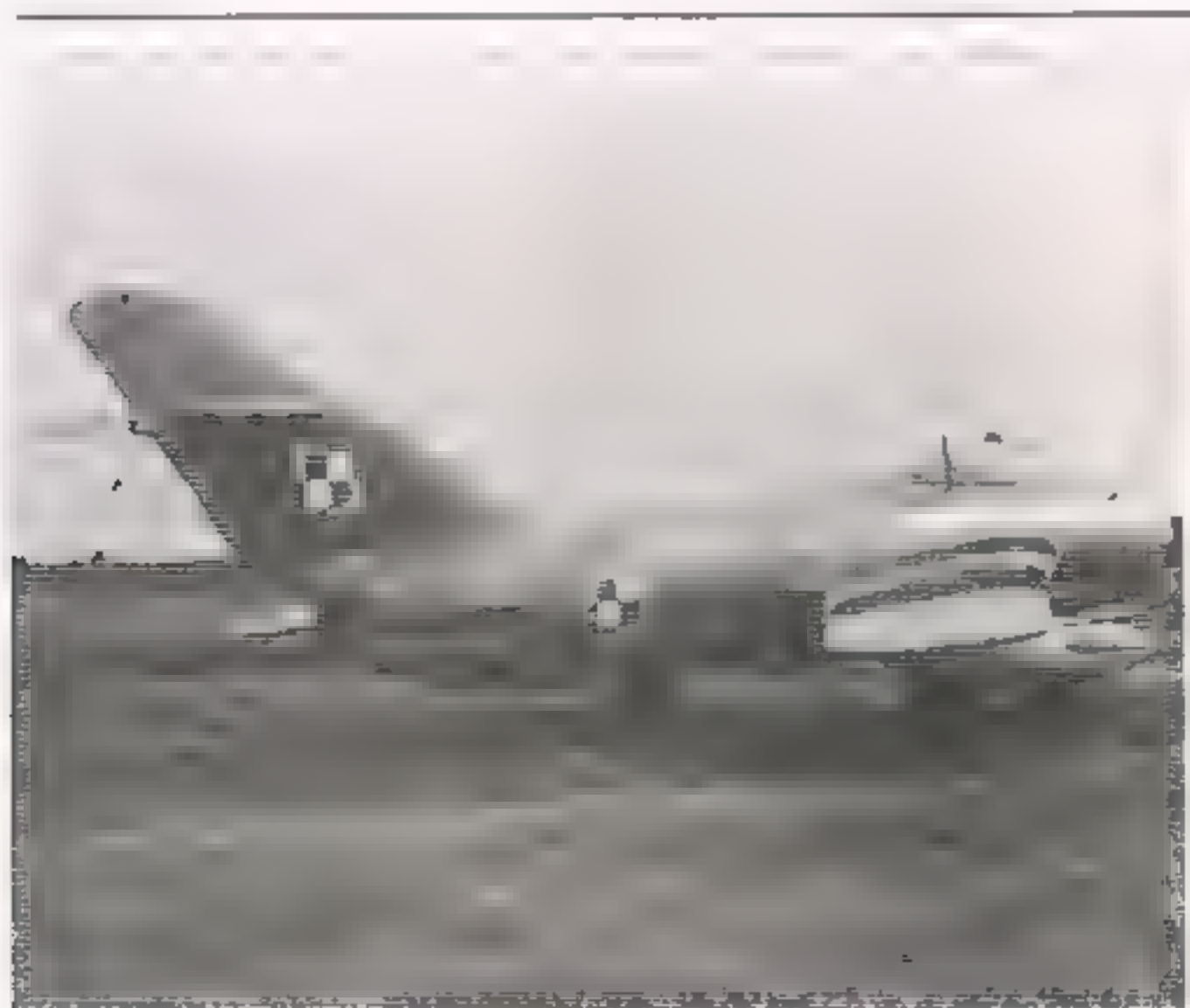
lotniczego aparatu fotograficznego powstały warianty SBLim-1A i SBLim-2A (zw. artyleryjskie pierwotnie oznaczano je SBLim-1Art i SBLim-2Art). Po latach samoloty SBLim-2A ponownie przekształcono w szkolno-bombowe tworząc wersję SBLim-2M.

Po opracowaniu w Związku Radzieckim samolotu MiG-17F do wytwarzania go oprzyrządowano także linię produkcyjną w WSK-Mielec. Pierwszy egzemplarz Lim-5, tak bowiem nazywano licencyjny MiG-17F z numerem fabrycznym IC 00-01 opuścił zakład 28 listopada 1956 r. w pięć dni po ostatnim Lim-2. Samolot IC 00-01 był następnie samolotem dyspozycyjnym dowódcy Wojsk Lotniczych gen. Freya Bieleckiego, a dziś znajduje się w WOSL w Dębnie służąc jako podłóg naukowy. Ostatnim z 477 zbudowanych samolotów Lim-5 był IC 19-14, zdany 30 czerwca 1960 r. Lim-5 były podstawowym sprzętem myśliwskim lotnictwa po skądgo do połowy lat sześćdziesiątych, gdy zastąpiły je MiG-21.

Bezpośrednią modyfikacją Lim-5 był Lim-5R powstały pod koniec lat pięćdziesiątych przez zamontowanie lotniczego aparatu fotograficznego AT A-39 w fotopojemniku pod centralną częścią kadłuba.

18 stycznia 1959 r. WSK opuścił pierwszy licencyjny Lim-5P, będący kopią myśliwca przeciwyłupającego MiG-17PF wyposażonego w stację radiolokacyjną RP-5. Wykonano 6 serii produkcyjnych Lim-5P (129 sztuk), a ostatni egzemplarz, ID 06-41 powstał 29 grudnia 1960 r.

Pod koniec lat pięćdziesiątych podjęto w Polsce prace nad modyfikacją samolotu Lim-5 w celu przekształcenia go w samolot myśliwsko-szturmowy służący do bezpośredniego



Lim-5R (fol. P. Butowski)



Lim-5M



Lim-6bis (fot. P. Butowski)

wsparcia wojsk lądowych. Bożczem do modyfikacji było zapoznanie się z wymaganiami dotyczącymi nowoczesnego samolotu myśliwsko-szturmowego opracowywanym przez sztab NATO w 1954 r. Po szczegółowej analizie okazało się, że Lim-5 jest blisko spełnienia tych wymagań, celowe więc były modyfikacje dostosowujące go do roli samolotu myśliwsko-szturmowego.

W 1958 r. w WSK-Mielec pod kierunkiem inż. Feliksa Borodzika przygotowano kolejne projekty modyfikacji. Pierwszy wariant różnił się od Lim-5 zamontowaniem po bokach kadłuba rakiet startowych SR oraz pojemnika ze spadochronem hamującym SH 19 pod tylną częścią kadłuba. W kolejnym wariancie dodano jeszcze kilka innych nowości. Dla polepszenia własności samolotu na lotniskach gruntowych zastosowano zdwojone główne koła podwozia. Instalację paliwową powiększono o dodatkowe stałe zbiorniki paliwa w nasadach skrzydeł, założono dwa owiewkozbiorniki stanowiące jednocześnie zbiorniki paliwa oraz owiewki dodatkowych koł podwozia głównego.

Do wypróbowania nowej koncepcji przeznaczono egzemplarz samolotu Lim-5 z numerem fabrycznym 1C 10-30. Wprowadzono w nim wszystkie przeróbki i przekazano do prób w locie. 2 lipca 1959 r. rozpoczęły się badania prototypu CM 10-30 na lotnisku polowym, a następnie samolot skierowano do produkcji seryjnej pod nazwą Lim-5M.

30 listopada 1960 r. WSK-Mielec opuścił pierwszy egzemplarz Lim-5M, oznaczony numerem fabrycznym 1J 01-01. Produkcja trwała do 10 marca 1961 r. zakończyła się po zbudowaniu 60 sztuk w trzech seriach produkcyjnych (ostatni był egzemplarz 1F 03-30).

Jeszcze przed rozpoczęciem produkcji seryjnej Lim-5M powstał projekt tego samolotu z innym rozmieszczeniem spadochronu hamującego (w nasady statecznika pionowego) oraz z klapami z nadmuchem. Rozwiązania te testowano od stycznia 1961 r. na egzemplarzu CM 16-01. Bezpośrednio po zakończeniu produkcji samolotu Lim-5M, a jeszcze przed wykonaniem pełnych prób prototypu CM 16-01 zbudowano serię 40 egzemplarzy Lim-6. Różniły się one od Lim-5M innym umieszczeniem spadochronu hamującego i klapami z nadmuchem. Samoloty te miały numery fabryczne od 1J 04-01 do 1J 04-40.



Lim-6R (fot. P. Butowski)



Otwarty pojemnik na aparat fotograficzny pod kadłubem samolotu SBLim 2M
(fot. P. Butowski)

Samoloty Lim 6 nigdy jednak w takiej postaci nie trafiły do jednostek. Wiele czasu poświęcono wyeliminowaniu przypadków pompażu silnika występujących na prototypie CM 16-01. Mimo uporania się z nimi próby fabryczne Lim-6 przerwano 29 marca 1962 r. Według ostatecznej konkuzji z prób samolot nie nadawał się do eksploatacji. Zważyły na tę decyzję duże dodatkowe opory wywołane przez grubsze skrzydła oraz małą skuteczność kłap z nadmuchem. Osiągi samolotu zbyt mocno obniżyły się w stosunku do Lim-5. Podobne opinie o samolocie Lim-5M dochodziły z jednostek lotniczych. Zarówno próby Lim 6 jak i wniosek z eksploatacji Lim-5M wskazywały, że na więcej problemów przysparzają owiewkozbiorniki. Dlatego też w kwietniu 1962 r. rozpoczęto dalsze próby mające doprowadzić do opracowania uoanego polskiego samolotu myśliwsko-szturmowego.

Trwające przez cały rok 1962 poszukiwania doprowadziły do powstania samolotu Lim-6bis. Zdjęto z niego owiewkozbiorniki, powrócono do kłap samolotu Lim-5, zachowano natomiast spadochron hamujący. Także podwozie z powrotem otrzymało postać jednokołową, co było uzasadnione tym, że Lim-6bis nie był wiec cięższy od Lim-5. Problem poprawienia własności samolotu przy atakowaniu celów naziemnych rozwiązano montując na skrzydłach dodatkowe dwa wysięgniki na uzbrojenie. Można na nich podwieszać wyrzutnie niekierowanych pocisków rakietowych lub niewielkie bomby. We wnioskach z prób samolotu Lim-6bis stwierdzono, że nieza różnie od podwieszeń nie występują na nim zawiśka, które stwarzałyby trudności w pilotowaniu lub zagrażałyby bezpieczeństwu wykonywanych lotów. Po uzyskaniu pozytywnej oceny samolot został skierowany do produkcji seryjnej.

23 marca 1963 r. zakład produkcyjny opuścił pierwszy egzemplarz Lim-6bis powstały w wyniku przebudowy Lim 6. Po przetrobieniu w ten sposób wszystkich zbudowanych uprzednio



Lim-6M (fot. P. Butowski)

samolotów Lim-6 (seria czwarta) przystąpiono do produkcji nowych egzemplarzy (seria piąta i szósta). Zbudowano ich łącznie 10, a ostatnim był AJ 06-40 z 25 lutego 1964 r. Od 15 kwietnia do 24 czerwca 1964 r. na egzemplarzu AJ 05-34 przeprowadzono państwowe próby kontrolne samolotu Lim-6bis. Terminem daty wprowadzenia samolotu Lim-6bis do uzbrojenia Wojsk Lotniczych jest 4 września 1964 r., gdy Czerwony Inspektor Lotnictwa zatwierdził protokół z prób państwowych.

Nawzor Lim-6bis przebudowano także samoloty Lim-5M. Samoloty Lim-6bis poszczególnych serii różniły się nieco między sobą właśnie dlatego, że powstawały wskatek przeróbek z innych wersji. Tak w samolocie serii pierwszej do czwartej są widoczne śady nutowania w miejscach, gdzie były owiewki przyspieszaczy startowych (po bokach kadłuba), w samolotach serii czwartej występują natomiast zamknięte klipki uchwyty powietrza na wierzniakach przeglądu silnika.

Przez pewien czas serijne samoloty Lim-6bis nie miały jeszcze zamontowanych dodatkowych hełek podwieszania uzbrojenia, choć strzala już cat instalacja odpalała pociski rakietowych zrzutników. Samoloty w takiej postaci skierowano do jednostek wojskowych, a po ukończeniu pełnych prób uzbrojenia oraz uruchomienia produkcji wyrzutni Mars-2 kolejno zamontowano na nich wysięgniki. Samoloty Lim-6bis jeszcze bez dodatkowych wysięgników na uzbrojenie wzięły udział w wielkiej defiladzie oimowej w dwudziestą rocznicę Polski Ludowej 22 lipca 1964 r. W literaturze samolot Lim-6bis ze zdeitym wysięgnikiem na uzbrojenie jest błędnie nazywany Lim-6.

Samoloty Lim-6bis stały się na wiele lat podstawowym wyposażeniem jednostek lotnictwa myśliwsko-szturmowego w Polsce. Pewną ich liczbę wyeksportowano do NRD, Egiptu i Indonezyi. Powstała również wersja rozpoznawcza samolotu oznaczona Lim-6R (dawnej także Lim-6bisR), mająca aparat fotograficzny AFA-39 pod kadłubem.



1



2



3



4



5



6



7



5



三



—



2



10



2

with a journey

[illegible]

W 1969 r. przeprowadzono próby skuteczności kilku typów samolotów w zwalczaniu celów naziemnych. Spośród MiG-21, Su-7 i Lim-6bis na wyższą ocenę otrzymał właśnie Lim-6bis, pilotowany przez mjr. Mazura. Zaważyła na tym głównie jego niewielka prędkość oraz dobra zwrotność na małej wysokości.

Po latach użytkowania przez lotnictwo myśliwskie samolotów przechwytyjących Lim-5P przestały one odpowiadać wymaganiom. W roku 1971 rozpoczęto przebudowę samolotów Lim-5P na wzór Lim-6bis, nazywając powstałe w ten sposób samoloty myśliwsko-szturmowe Lim-6M. Zmiany polegały na usunięciu stacji radiolokacyjnej z przodu kadłuba oraz dobudowaniu na skrzydłach wyrzutników na dwie wyrzutnie Mars-2 lub bomby. Analogicznie do poprzednich modyfikacji powstał rozpoznawczy Lim-6MR. Ostatnie wersje samolotów Lim nadal służą lotnictwu polskiemu.

W ostatnich miesiącach 1958 r. po raz pierwszy zabrzmiał nad Polską gron dźwiękowy. Do uzbrojenia lotnictwa myśliwskiego wszedł pierwszy samolot naddźwiękowy MiG-19. Pierwszą publiczną prezentacją był przeLOT nad Warszawą 21 lipca 1959 r., połączony z przekroczeniem bariery dźwięku. Samolot używany był u nas w dwóch wersjach: MiG-19P oraz MiG-19PM (pierwszy w Polsce samolot z kierowanym uzbrojeniem rakietowym) do początku lat siedemdziesiątych. MiG-19 był samolotem przeświadym, stosowanym w Polsce w nie dużej liczbie.



MiG-21PFM (samolot 94 fot. I. Wróblewski - WAF)



MiG-21R (samolot 94R lot. 1 Sobieszczuk – WAF)



MiG-23MF (lot. Zb. Chmurzynski – WAF)

Już w listopadzie 1961 r. pierwszych piętnastu polskich pilotów przeszło w Związku Radzieckim przeszkolenie na kolejnym samolocie, MiG-21, a w 1963 r. do uzbrojenia naszego lotnictwa weszły MiG-21F-13. W ciągu kilku lat MiG-21 stały się najpopularniejszymi samolotami myśliwskimi w Polsce. Publicznie przedstawiono je po raz pierwszy 22 lipca 1964 r. nad Warszawą. W niedługim czasie MiG-21F-13 zostały uzupełnione przez MiG-21PF oraz MiG-21PI-M, a od początku lat siedemdziesiątych przez wersje należące do kolejnych generacji (MiG-21M, MiG-21MF, MiG-21bis). Oprócz wariantów myśliwskich użytkowane są też rozpoznawcze MiG-21R i szkolno-bojowe MiG-21U, MiG-21US oraz MiG-21UM.

Najnowszym samolotem MiG użytkowanym przez lotnictwo polskie jest MiG-23, służący w Wojskach Obrony Powietrznej Kraju. Pierwsze MiG-23 przybyły do Polski w połowie 1979 r., a publicznie przedstawiono je w reportażu telewizyjnym 24 lutego 1982 r. Są to myśliwce MiG-23MF i szkolno-bojowe MiG-23UB. Stanowią one istotny element systemu obrony polskiego nieba.

Podsumowanie

9

Przez kilkadziesiąt lat isienent O.K.B. im. Mikołajana stworzono w nim ponad 100 samolotów eksperymentalnych, prototypowych i seryjnych. Dzięki swoim charakterystykom znajdowały się one zawsze na najwyższym poziomie światowym. MiG był pierwszym radzieckim samolotem odrzutowym, pierwszym seryjnym samolotem naddźwiękowym. Na MiG-ach po raz pierwszy w ZSRR zastosowano kabinę hermetyczną, fotel wyrzucany, sterzenie płytowe, wysokoscowe układy hydrauliczne, automatyczny system sterowania lekkim samolotem, naddźwiękowy regulowany wlot powietrza. Najnowsze konstrukcje zespołu Mikołajana i Gurewicza mają całkowicie stalowy spawany płatowiec, zbudowane są z termoodpornych stopów stali i tytanu, tworzyw sztucznych i materiałów kompozytowych.

Samoloty każdego z zespołów konstruktorów lotniczych mają pewne cechy charakterystyczne. Na przykład dla Jakowiewa typowe jest dążenie do uzyskania wymaganych parametrów taktyczno-technicznych przy możliwie najmniejszej masie samolotu. Prawie wszystkie samoloty odrzutowe Tupolewa mają podobny układ skrzydeł – długie o zmiennym skosie wzdłuż rozpiętości – i gondolą na podwozie na tylnych krawędzi. Wszystkie myśliwce Kamowa mają układ współosiowy. Z konstrukcji innych państw niezwykle charakterystyczne są samoloty myśliwskie Mirage.

Cechy łączące wszystkie MiG – to duża prędkość i wysoki pułap. Zespół Mikołajana i Gurewicza specjalizuje się w budowie samolotów myśliwskich, w tym przechwytyjących, a były to przez kilkadziesiąt lat cechy najistotniejsze dla tej klasy samolotów. Od pierwszego MiG-1 po konstrukcje z końca lat sześćdziesiątych do MiG-ów należały różne rekordy prędkości i wysokości lotu. Najszybszymi w ZSRR były w swoim czasie samoloty zespołu Mikołajana i Gurewicza: I-200 (MiG-1), I-220, I-25, F (MiG-9), FR (MiG-9), SM-2, SM-9 (MiG-19), E-2A, E-50. Do E-66, F-166 oraz E-266 należały lub należą światowe rekordy prędkości. Podobnie jest z wysokością lotu. MiG-3 i samoloty doświadczalne okresu wojny (głównie seria A) były projektowane jako myśliwce wysokoscowe, zalety MiG-15 oraz MiG-21 ujawniały się na pełnię na wysokościach ponad 7-8 tys. m. Szczytowym punktem tej tendencji jest samolot MiG-25, najszybszy i na wyższej latający seryjny samolot myśliwski świata.

Mikołajan i Gurewicz rozpoczynali samodzielną działalność konstruktorską w latach, gdy wyłaniała się koncepcja samolotu myśliwskiego na kilka dziesięcioleci. Gdyby próbować zawrzeć ją w jednym słowie brzmiałoby ono: prędkość. Działo się to kosztem innych

parametrów, lecz było uzasadnione (np. podczas walk powietrznych w Korei 65%, zestrzeleń z samą w jednym niespodziewanym ataku). Wpływ na zwiększenie prędkości lotu miało modernizowanie napędu oraz kształtu aerodynamicznego samolotu. W samolotach blokowych MiG-17 i Gurewicz moc silników zwiększyła się z 1600 kW do 1650 kW. Pewien przyrost osiągało także ulepszenie konstrukcji smigła. Zmniejszenie oporu samolotu uzyskano w tym okresie głównie poprzez wygładzenie i uszczelnienie pokrycia oraz przesunięcie lub oprofilowanie wystających elementów konstrukcji, np. zmiana anteny radiostacji na mieczową dała w samolocie MiG-17 przyrost prędkości o 4 km/h, choć odnie przesunięto spod kadłuba do nasady skrzydła, zmierzona kształt w miejscu połączenia kadłuba ze skrzydłem. Oczywiście były to przedsięwzięcia często sprzeczne z innymi wymaganiami, np. zgodnie z zasadą zmniejszenia oporu wpisanie kabiny w obrys kadłuba powodowało pogorszenie widoczności, szczególnie do tyłu (dlatego osłonę kabiny samolotu D wysunięto do góry, w samolotach A zas miała ona kształt kropłowy).

Wszelki rozwój odbywa się skokowo – po dojeździe do pewnej granicy potrzebne są rewolucyjne zmiany zapoczątkowujące kolejny etap. Taką rewolucją w rozwoju lotnictwa było wprowadzenie samokadłubowego. Na szybszym MiG-tem blokowym był I-225 (726 km/h), I-280 o napędzie kombinowanym osiągał 825 km/h, a pierwszy odrzutowy MiG-9 już 911 km/h. Przejsze do nowych prędkości pociągnęło za sobą zmiany kształtu i konstrukcji samolotu. Ostrocznic ulegało wyparciu drewna i szkła jako materiały lotnicze. Pierwsze samoloty odrzutowe budowane były zgodnie z zasadami aerodynamiki dla prędkości 600–700 km/h, a osiągały 910–1000 km/h. Stało się to przyczyną licznych katastrof. Radykalnym krokiem naprzód było zastosowanie skrzydła skosowego. Był to najlepszy sposób zmniejszenia oporu falowego odsunięcia dalei krytycznej liczby Macha. Prędkości samolotów przekroczyły 1000 km/h (MiG-15). Nowe skrzydła miały też wady: mniejsza siła nośna, utracenie zastosowanie mechanizmu, taniejsza skuteczność sterów. Typowy dla samolotów MiG-15, MiG-17 oraz MiG-19 jest coraz większy udział w skrzydła, zmniejszający nadmierną stateczność poprzeczną i siły niezbędne w układzie sterowania. Mimo wzrost obciążen sterownic był tak duży, że niezbędne okazało się zastosowanie pierwszych wzmacniaczy hydraulicznych (MiG-15bis).

Pewną modifikacją skrzydła skosowego było tzw. skrzydło sierpowe użyte na MiG-17. W części przykadłubowej miało ono skos 45°, co umożliwiło zastosowanie tam większej grubości profilu (mniejsza masa konstrukcji, łatwiejsze umieszczenie podwozia). Dalsza część skrzydła miała skos 42°, co przeciwdziałało oderwaniu strugi powietrza na dużych kątach natarcia oraz polepszało skuteczność lotek i klap.

Kolejny etap rozpoczął się wraz z przekroczeniem przez samolot prędkości dźwięku (w OKB Mikojana i Gurewicza po raz pierwszy na MiG-15I). W samolocie MiG-19, będącym pierwszym racjonalnym seryjnym myśliwcem naddźwiękowym, skos skrzydeł doprowadzono do 55°. Nastąpiło dalsze zmniejszenie grubości względnej profilu (szczególnie istotne w zakresie $M > 1$). Znaczącym aktem było zastosowanie nowych elementów w systemie sterowania: sterów płytowych, wzmacniaczy bezwładnych oraz automatów ARI. W sumie jednak MiG-9 przekroczył barierę dźwięku dużym nadmiarem ciągu dwóch silników RD-9. Kolejny samolot, MiG-17, o mniejszym ciągu silnika, osiągał prędkość o ok. 700 km/h większą. Zastosowane w nim regule pop. polepszającą własności aerodynamiczne w zakresie do $M = 1,8$ oraz skrzydło trójkątne mające dużą sztywność przy małej masie. Skrzydło trójkątne ma wszystkie zalety skrzydła skosowego o dużym skosie, a nie ma wielu jego wad.

Od lat pięćdziesiątych następuje proces zdecydowanie zmieniający spojrzenie na samolot myśliwski: przekształcanie się samolotu w system bojowy. Wąże się on z nieustannym wzrostem roli sił zbrojeni i wyposażenia w wypełniania zadań stawianych samolotowi. Przy konstruowaniu MiG-19 oraz MiG-21 niezwykle istotne było przygotowanie do nich

kierowanych rakiet powietrze-powietrze. Powstały one we współpracy z zespołem konstruktorów uzbrojenia rakietowego. Wiele wysiłku kosztowało zespoły Mikojana i Tumanskiego opracowanie do silnika RD-11 w MiG-21 regulowanego nadźwiękowego wlotu powietrza. W późniejszych latach udział „silnikowców” i „uzbrojeniowców” w powstaniu samolotu bojowego stał się jeszcze większy. Bardzo ważnym elementem wyposażenia samolotu stała się wielofunkcyjna elektroniczna maszyna cyfrowa.

Szczytowym osiągnięciem w zakresie zwiększania prędkości jest MiG-25. Opracowany w pierwszej połowie lat sześćdziesiątych jest także doskonałym przykładem opisanego wyżej procesu. Najważniejsze problemy przy jego konstruowaniu rozwiązywały zespoły współpracujące z OKB Mikojana i Gurewicza. Było to przygotowanie żarowytrzymałych stopów stali i tytana, silników o znacznym ciągu, radiolokatora, rakiet i układu kierowania uzbrojeniem dużego zasięgu.

MiG-25 jest także przykładem ówczesnej radzieckiej koncepcji tworzenia kompleksów przechwytywania celów powietrznych. Samolot jest w nich jedynie jednym z elementów, złączonym w całość z urządzeniami naziemnymi. W podobnym systemie Uragan działały starsze doświadczalne samoloty MiG serii 1-3, 1-7 oraz E-150 i E-152.

W koncepcji aerodynamicznej MiG-25 nowością jest szeroki kadłub nosowy, krótkie i szerokie skrzydła skośne oraz podwójne uszczerbienie pionowe. Do MiG-25 należą dziś liczne rekordy światowe.

Dążenie do ciągłego wzrostu prędkości samolotów myśliwskich zostało zamalowane w połowie lat sześćdziesiątych. Miało to kilka przyczyn. Przede wszystkim w toku wojen lokalnych i prób poligonowych okazało się, że większość walk powietrznych i ataków na cele naziemne odbywa się przy $M = 0,8$ do $M = 1,2$. Maksymalna prędkość wykorzystywana jest podczas posęgu lub powrotu po wykonaniu zadania. Prędkość ok. 3000 km/h przydatna jest jedynie wyspecjalizowanym samolotom rozpoznawczym (SR-71, MiG-25R) i przechwytyjącym (YF-12, MiG-25P). Osiągając $M = 2,5$ do $M = 3$ samolot napotyka barierę cieplną. Jej pokonanie jest oczywiście możliwe, lecz wymaga wielorakich przedsięwzięć technicznych i jest bardzo kosztowne. Dlatego też budowane współcześnie na świecie samoloty myśliwskie osiągają prędkość maksymalną w granicach 2000-2500 km/h. Rozwój samolotu myśliwskiego zmierza przede wszystkim w kierunku ulepszenia uzbrojenia i urządzeń elektronicznych. Spośród własności lotnych największy nacisk położono na manewrowość, zarówno w płaszczyźnie poziomej jak i pionowej.

Powszechnie użytkowanymi dziś samolotami rodziny MiG są MiG-23 oraz MiG-27. Zwiększenie rozpiętości prędkości (stosunek prędkości maksymalnej do prędkości lądowania), poprawę zwrotności i wiele innych zalet osiągnięto w nich poprzez zastosowanie zmiennej geometrii skrzydła.

MiG-29 i MiG-31 to już czwarta generacja odrzutowych samolotów bojowych ZSRR. Czym różnią się samoloty myśliwskie czwartej generacji od poprzednich MiG-23 i MiG-25? Nie osiągają one większej prędkości ani pułapu (co więcej — latają wolniej i niżej niż tamte). Za to zdecydowanie zwiększyła się ich zwrotność, zmniejszyło się obciążenie skrzydeł, a stosunek siły ciągu silników do masy samolotu wzrósł skokowo i znacznie przekroczył 1. Do historii przechodzą skrzydła o zmiennej geometrii w lekkich samolotach, w ostatnich latach opracowano skrzydła pasmowe oraz nowe profile, których wykorzystanie daje samolotowi podobne własności jak zmienna geometria, a z masy konstrukcji ujmuje dobre kilkadziesiąt kilogramów. Samolot odrzutowy przestał być „rurą”. Płynne, wygięte linie to nie moda — to przede wszystkim lepsze własności, staranniejsze wykorzystanie wnętrza, murejsza efektywna powierzchnia odbicia. Kształt samolotu nie jest już tak oczywisty jak kiedyś. Na przykład proszę przyrzeć

się zdjęciom samolotu MiG 29 i spróbować określić, czy jest to gornopłat, średniopłat, czy dolnopłat. Zartując można powiedzieć, że z przodu jest dolnopłatem, w środku — gornopłatem, a dalej wcale nie ma kadłuba — są tylko dwie rozsunięte na bok gondole silnikowe.

Skrzydła pasmowe są połączeniem skrzydeł trojkątnych o dużym skosie (w części przykadłubowej) i skrzydeł trapezowych o zaokrąglonej krawędzi natarcia. Dzięki swojej konstrukcji i specyficznemu układowi zawiorowania skrzydła pasmowe dysponują dużą siłą nosną i krytyczną liczbą Macha oraz małymi oporami indukowanym, falowym i wyrownawczym.

Nowością zastosowaną w ostatnich samolotach MiG jest sterowanie czynne. Przekazywanie sygnału na stery następuje elektrycznie, a nie mechaniczne jak dotychczas. Przetwornik cyfrowy przetwarza informację zebraną przez mierniki prędkości, przyspieszeń kątowych, kątów natarcia itp. i przekazuje ją do mechanizmów sterowych. Dzięki temu następuje automatyczne, nie absorbujące pilota korygowanie odchyleń od zadanego toru lotu. Samoloty o sterowaniu czynnym mają mniejszą powierzchnię sterową, a to powoduje zmniejszenie masy i oporu samolotu. Powstająca w ten sposób niestateczność jest dynamicznie kompensowana przez układ. Najważniejsze zalety sterowania czynnego to poprawa zwrotności (uzyskana dzięki skróceniu czasu przekazywania polecenia na stery oraz możliwości wykorzystania klap przednich i tylnych jako powierzchni sterowych), zmniejszenie obciążenia konstrukcji i większy komfort pracy pilota, szczególnie w locie na małej wysokości (dzięki samoczynnemu reagowaniu układu sterowania na podmuchy powietrza i zmiany wyrownawczym samolotu: tłumienia flutera itp.).

Samolot przestaje ograniczać pilota w jego działaniach, potrafi zrobić wszystko, czego zażąda od niego pilot — a nawet więcej. Teraz właśnie pilot ogranicza możliwości układu człowiek — maszyna. Na przykład samoloty myśliwskie ostatniej generacji są tak skonstruowane, że wytrzymują znaczne przeciążenia. To, jakie będzie przeciążenie w walce powietrznej zależy teraz od tego, ile wytrzyma pilot. Podjęto oczywiście techniczne kroki dla ułatwienia pracy pilota. Widoczna jest dbałość o jego wygodę: sprawiano dostosowanie kabiny do jego możliwości. Zajmują się grupy naukowców, konstruktorów i lekarzy: specjalny ubiór, mocno pochylony fotel pozwalają pilotowi wytrzymywać duże przeciążenia.

Ale najważniejsze zmiany zaszły nie w konstrukcji płatowca samolotu, a w jego uzbrojeniu i wyposażeniu. To także wielkie wyzwanie dla pilota, tym razem przede wszystkim intelektualne. I całe coraz więcej zadań przemija na siebie elektronika, kierowanie beznymi i skomplikowanymi systemami nie jest zadaniem łatwym. Nowoczesne stacje radiolokacyjne dysponują dużym zasięgiem, są odporne na zakłócenia, mogą śledzić cele powietrzne lecące na tle ziemi. Kierowane pociski rakietowe klisy „powietrze-powietrze” przewyższają samoloty własnościami manewrowymi i mogą atakować przeciwnika z wszystkich kierunków. Całością steruje komputer pokładowy. Wszystko to wraz z nowymi systemami walki radioelektrycznej i urządzeniami nawigacyjnymi, daje współczesnemu samolotowi niewąskiemu zdecydowaną przewagę nad samolotami poprzedniej generacji.

Wraz z samolotem myśliwskim zmieniał się sposób jego konstruowania. W początkowym okresie istnienia OKB Mikołajana i Gurewicz używano metod wypracowanych w latach trzydziestych przez Polakarpowa. Właśnie on wprowadził w swoim zespole metody pracy stosowane wcześniej przez konstruktorów ciężkich samolotów, rozumiejąc, że pojedynczy konstruktor nie jest już w stanie objąć całości samolotu: dzielił zadanie na części powierzając je oddzielnym grupom zajmującym się kadłubem, skrzydłem, kabiną, uzbrojeniem itd. Kolejnym krokiem było wprowadzenie przez Mikołajana metody szablonowej przy budowie prototypu MiG 1, co pozwoliło przyspieszyć później uruchomienie produkcji seryjnej samolotu. Te metody wystarczały do lat pięćdziesiątych, lecz stopień złożoności samolotu myśliwskiego rosł bardzo szybko. Nie wystarczyło już gwałtowne powiększenie zespołów konstruktorskich z grup kilkadziesiąt osobowych

do klasycznych. W procesie konstruowania nowego samolotu (był nim MiG-21) istotne stały się próby nazwane poszczególnych agregatów i układów przed ich zastosowaniem w samolocie. Biuro konstrukcyjne obrosło licznymi laboratoriami stanowiskami doświadczalnymi, na których można było wiele sprawdzić jeszcze przed pierwszym lotem samolotu. Zaoszczędziło to czas, a mimo to okres projektowania samolotu wydłużał się nieznacznie. Porównując kilka lat od rozpoczęcia projektowania do rozpoczęcia produkcji seryjnej MiG-4 minął rok. Dla MiG-5 ten okres wynosił niewiele więcej, dla MiG-19 — 4 lata, MiG-21 — 6 lat, MiG-23 — ok. 7 lat. Można przypuszczać, że w najnowszych samolotach ten przyrost czasu za sprawą powszechnego wykorzystania elektronicznej techniki obliczeniowej, zautomatyzowania niektórych etapów projektowania oraz włączenia do prac nad samolotem licznych zespołów zajmujących się pokrewnymi zagadnieniami (np. układem uzbrojenia, elektroniczną).

Zmieniał się także zakres zadań sterujących przedsięwzięciem. Konstruktorom MiG-100 doskonalenie orientować się jakie są możliwości nowej gałęzi techniki, czego można od nich oczekiwać, musiał łączyć się z nimi. A wiadomo przecież, że konstruowanie samolotu jest zadaniem znacznie bardziej złożonym, niż tylko suma poszczególnych zadań cząstkowych: opracowania płatowca, układu sterowania, uzbrojenia, wyposażenia nawigacyjnego itp. Pracę nad współczesnymi i przyszłymi systemami samolotu skupiają też i organizacje konstrukcyjne naukowe. Rozwinęły się nowe kierunki w budowie maszyn: radiotechniczne, chemię, metalurgię, łączności i cybernetykę. Wśród realizowanych tematów były opracowanie konstrukcji do długotrwałych lotów z $M = 3$, aerodynamiki lekkiego samolotu wielozadaniowego o zmiennym geometrii skrzydła, precyzyjne systemy celownicze i nawigacyjne z wykorzystaniem pokładowej MC, wielofunkcyjne układy automatycznego sterowania. Konstruktor musiał być człowiekiem wysokiego kultury, umiejącym głęboko wniknąć w problemy naukowe, techniczne, dążącym do ich ścisłego rozwiązywania. Artiom Mikołajowicz sprostacym zadaniom. Jego wielką zaletą okazała się także umiejętność pracy z ludźmi.

Wreszcie kilka słów o korzeniach zespołu Mikołajowa. Głównymi z nich były mikołajowcy, często nawiązując do tego tematu podkreślając wielki wpływ, jaki wywarli na kształtowanie się OKB Mikołajowa. Ciągła tradycja powstała jeszcze w zespole Polikarpowa. Mówił o tym kierujący biurem im. Mikołajowa Rostisław Bielakow w swoim wykładzie z okazji 80 rocznicy urodzin Polikarpowa. Do „synów Mikołajowa” należał taki cechujący wczesnej Polikarpowa, element jak prostota konstrukcji jej dostosowanie do produkcji seryjnej (np. już samolot MiG-1 był projektowany z uwzględnieniem możliwości produkcyjnych, układu, tak by wszystkie wydziały fabryki były równomiernie obciążone, by uniknąć tzw. wąskich gardeł i maksymalnie zwiększyć liczbę zbudowywanych egzemplarzy). Łiczne kontakty z zakładami przemysłu lotniczego nawiązane przez Polikarpowa, kontynuował także Mikołajow. Kluczowe cechy samolotów MiG to łatwość projektowania, prostota obsługi, niezawodność. Pod tym względem wyróżniają się MiG-15 oraz MiG-21 nazywane z racji tych zalet samolotami-żołnierzami. Bielakow w swoim odczycie wymienił też optymalną organizację OKB, uwzględnienie w konstrukcji samolotu możliwości dokonywania jego dalszych modyfikacji, szerokie wykorzystanie najnowszych osiągnięć nauk i techniki.

Typowa dla Mikołajowa była ciągła współpraca z pilotami, uważne analizowanie ich relacji oraz oddawany im szacunek. Z tego inicjatywy powstał na terenie OKB pomnik z wyrzeźbionym nazwiskami pilotów doświadczalnych mających największy wkład w powstanie samolotów MiG.

Dodatek A. Silniki

Wszystkie najważniejsze osiągnięcia lotnictwa były w takim stopniu związane z poprawą parametrów silników. W początkowym okresie wystarczyło, by silnik miał odpowiednią moc, niewielką masę – w miarę sprawne starty, z czasem jednak wymagania stawiane napędowi komplikowały się. Coraz istotniejsza stawała się niezawodność silnika i młde zużycie paliwa.

Mikojan kilkakrotnie podjął niekonwencjonalne decyzje dotyczące napędu samolotów. Już na jego pierwszym MiG-1 zastosowano najcięższy ówczesny w ZSRR i mający największą moc silnik AM-35A, w założeniu nie przeznaczony do samolotu myśliwskiego (montowano go w ciężkich bombowcach TB-3). Wybrakazał się jednak słuszny. AM-35A miał dobre charakterystyki wysokościowe. Zbudowany w kształcie cery 3 silnik AM-35 wywodził się z AM-34, a w odróżnieniu od niego otrzymał układ doladowywania oraz smigło o zmiennym skoku. Doladowanie zwiększa moc silnika przez wprowadzenie do cylindrów dodatkowej ilości paliwa za pomocą sprężarki. Zwiększono także liczbę obrotów. Po usunięciu niedostatków powstał seryjny AM-35A o mocy startowej 1387 kW i mocy 895 kW na wysokości 7250 m.

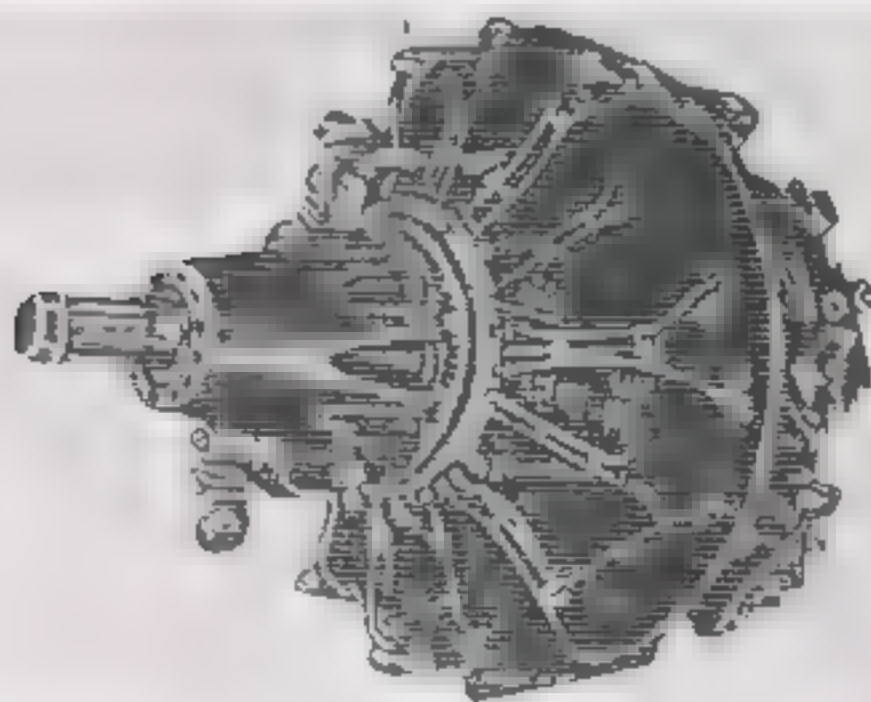
Inne silniki w doświadczalnych samolotach MiG okresu wojny to rzędowe, chłodzone cieczą AM-37, AM-39 oraz AM-42 (AM od inicjałów konstruktora Aleksandra Mikulajna), wywodzące się z AM-35A oraz gwiazdowy, chłodzony powietrzem ASz-82, konstruktor Arkadij Szwiecznik. W silniku AM-37 zastosowano chłodzenie powietrza po jego przejściu przez sprężarkę. Pozwoliło to uzyskać moc większą o 37 kW, lecz silnik nie był udany i nie produkowano go seryjnie. Podobny był los kopijnego silnika AM-39 budowanego specjalnie do samolotów wysokościowych (na przykład wariant AM-39B-1 o mocy startowej 1417 kW na wysokości 13 200 m miał jeszcze 1067 kW). W tym celu AM-39 wyposażano w dwie różnego typu turbosprężarki. Pierwsza z nich wstępnie sprężała powietrze w cylindrach i podawała je do sprężarki drugiego stopnia, by ciśnienie jeszcze bardziej wzrosło. Obie sprężarki napędzane były turbiną zasilaną spalinami wydalanimi z silnika. Ponieważ w czasie sprężania powietrza jego temperatura rosła – a to powoduje zmniejszenie masy mieszanki wprowadzanej do cylindra oraz detonacje – stosowane były chłodnice powietrza.

Silniki AM-42 oraz ASz-82, na MiG-ach stosowane jedynie sporadycznie (pierwszy na I-225, drugi na I-211 oraz DI-5), były konstrukcjami bardzo rozpowszechnionymi w ZSRR. AM-42 stanowił napęd szturmowych Il-10, a ASz-82 – bombowych Tu-2 i całej serii myśliwskich Ła. Silnik ASz-82 początkowe oznaczenie M-82) zbudowano na podstawie doświadczeń wojny

w Hiszpanii. Miał on oryginalną konstrukcję podwojnej 14-cylindrowej gwiazdy o zmniejszonym skoku tłoka. Był to najlepszy radziecki tłokowy silnik chłodzony powietrzem, jeden z najlepszych w świecie. Moc startowa wynosiła początkowo 1268 kW (M 82A w samolocie MiG-9M-82), a następnie 1380 kW (ASz-82F w samolotach I-211 oraz DfS).

Wojna zmusiła do znacznego ograniczenia zakresu prac badawczych, szczególnie w kierunkach nie dających szybkich praktycznych rezultatów. Wszystkie siły skierowano na bezpośrednie potrzeby frontu. Dotyczyło to także napędów samolotów: prace nad silnikiem turbodrzutowym w ZSRR zostały przerwane, nad silnikami rakietowymi – znacznie ograniczone. Powrócono do tych zagadnień dopiero pod koniec wojny. W latach 1943-1945 w zespole C IAM pod kierunkiem C hołszczewnikowa przygotowano silnik mający połączyć zalety napędu odrzutowego i tłokowego. Był to tłokowy Wk-107A przystosowany do współpracy z tzw. przyspieszaczem C hołszczewnikowa: silnikiem odrzutowym z osiową sprężarką napędzaną przez silnik tłokowy za pomocą długiego wału. Z kombinowanym silnikiem włączano w 1945 r. duże nadzieje, gdyż pozwalał on uzyskać dużą prędkość (I 250 osiągnął 825 km/h), a jednocześnie był ekonomiczny. Jednakże w rok później wraz ze skonstruowaniem silników turbodrzutowych zainteresowanie przyspieszaczem Chołszczewnikowa osłabło: nie mógł on zapewnić dalszego wzrostu prędkości.

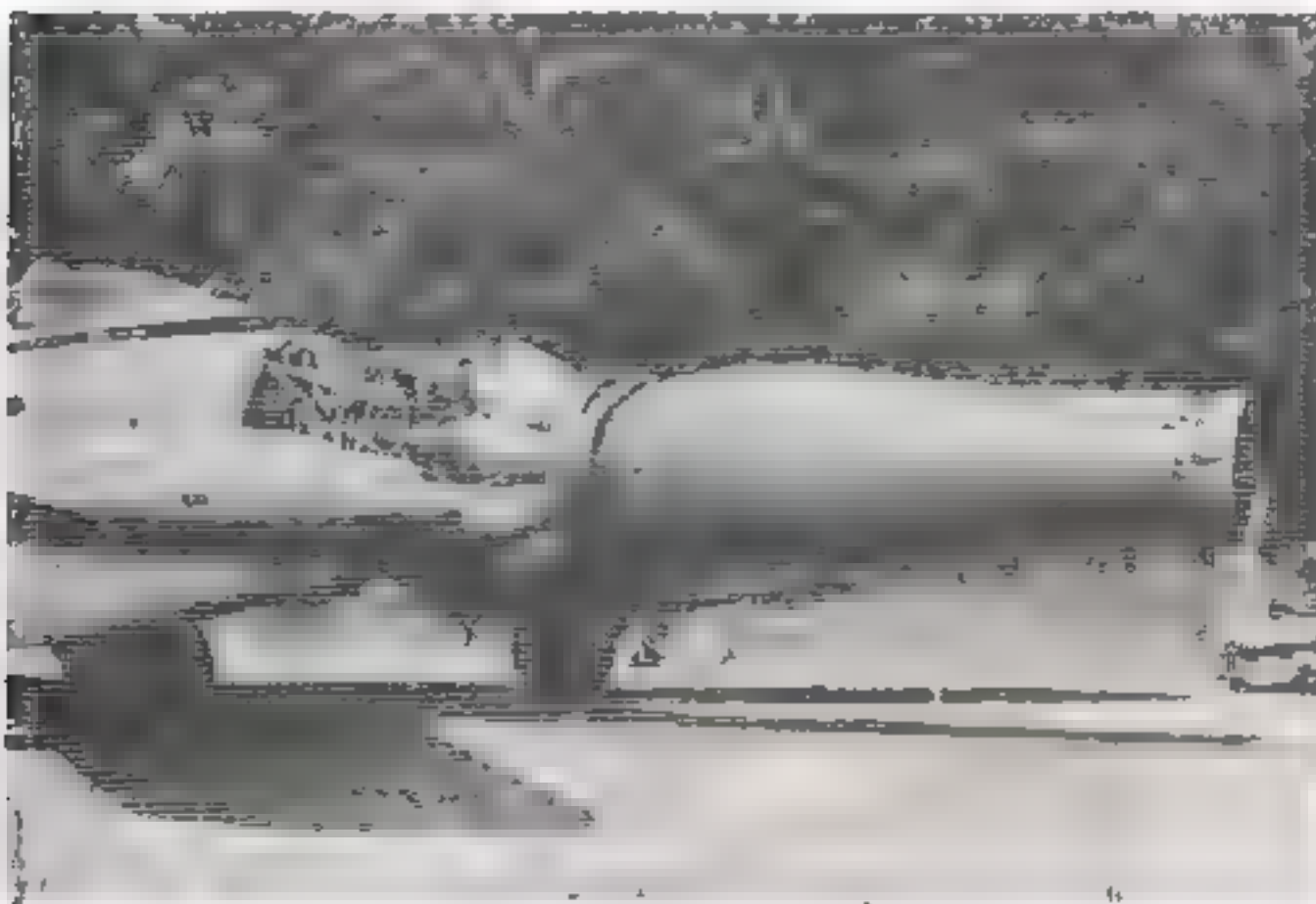
Radzieckie silniki turbodrzutowe nie nadawały się jeszcze w latach 1945-1946 do zastosowania na seryjnych samolotach. Pierwsze z nich (AM-2 Mikulina o ciągu 29,4 kN i TR-1 Łuiki o ciągu 12,7 kN) dopiero przechodziły próby naziemne. W tej sytuacji w ZSRR postanowiono zdobyć niezbędne doświadczenie na zdobytych silnikach niemieckich, w drugim etapie wykorzystać nowocześniejszą technikę licencyjną (silniki angielskie). Całkowicie własne silniki turbodrzutowe weszły do szerokiego użycia od początku lat pięćdziesiątych.



Silnik M-82



Przekrój silnika WK-1A



Silnik Lis-5 (WK-1F; fot. P. Butowski)

Zdobyczne silniki niemieckie BMW 003 (ciąg 7,8 kN) i Jumo 004 (ciąg 8,8 kN) znalazły się w Związku Radzieckim jeszcze przed końcem wojny. Badający je konstruktorzy stwierdzili, że mają one stosunkowo prymitywną konstrukcję, a przy tym bardzo złożony system automatycznego regulowania, wysoki poziom opracowania technologicznego oraz kilka interesujących rozwiązań osprzętu. Mimo nie najlepszych parametrów tych silników, postanowiono rozpocząć w ZSRR produkcję seryjną Jumo 004 (jako RD-10) i BMW 003 (jako RD-20), ponieważ niczym innym wówczas nie dysponowano. Dwa RD-20 napędzały MiG-9.

RD-10 oraz RD-20 stosowano w niewielkiej liczbie i przez krótki czas. W latach 1946–1947 Związek Radziecki zakupił w Wielkiej Brytanii kilkadziesiąt znacznie nowocześniejszych, ekonomiczniejszych i o większym ciągu silników Rolls Royce Nene i Derwent. Uruchomiono ich produkcję seryjną pod nazwami RD-45 (Nene) i RD-500 (Derwent). Na samolotach MiG-15 oraz MiG-17 stosowane były silniki RD-45 oraz ich radzieckie modyfikacje opracowane w zespole Walerija Klimowa (WK-1, WK-1A, WK-1F). Silniki Kamowa stanowiły znaczny postęp w stosunku do Nene, np. wydatek sprężarki WK-1 był o ok. 20% większy, ciąg zwiększył się z 22,3 kN do 26,5 kN, a w WK-1F (z dopalaczem) nawet do 33,1 kN.

Dopalanie jest metodą krótkotrwałego zwiększenia ciągu silnika odrzutowego. Polega ono na doprowadzeniu za turbinę silnika dodatkowej ilości paliwa i spalaniu jej. Jest to możliwe dzięki dużej zawartości tlenu w gazach wylotowych. Pierwszym seryjnym radzieckim silnikiem wyposażonym w dopalacz był WK-1F na samolocie MiG-17F. Wobec konieczności zastosowania wraz z dopalaczem dodatkowych urządzeń (stateczników płomienia), ciąg silnika z wyłączonym dopalaczem jest mniejszy, niż ciąg silnika w ogóle nie mającego dopalacza. Na przykład ciąg WK-1A wynosi 26,5 kN, a WK-1F przy nie pracującym dopalaczu — 25,5 kN. W silniku R-11 i dalszych dodatkowy ciąg uzyskany z dopalacza można regulować.

Silniki turbodrzutowe ze sprężarką odsrodkową wykazały się dużą niezawodnością w masowej eksploatacji. Jednakże wraz ze wzrostem prędkości lotu samolotu i zwiększeniem



Silnik R-11F-300

wymagań ekonomicznych sprężarka odsrodkowa w silnikach RD-45 oraz WK-1 przestała odpowiadać nowym potrzebom. Zwiększenie prędkości wymagało zwiększenia ciągu, a co za tym idzie – wydatku powietrza. Przy układzie ze sprężarką odsrodkową pociągało to za sobą znaczne zwiększenie średnicy silnika. Inną przeszkodą na drodze rozwoju silników o takim układzie było ograniczenie sprężu całkowitego do 4,2–4,4. Przejście do większych wartości mogło dać jedynie zastosowanie dwustopniowej sprężarki odsrodkowej, a to znacznie komplikowało konstrukcję, zwiększało długość i masę silnika. Dlatego konstruktorzy zwrócili uwagę na silniki ze sprężarką osiową.

DANE NIEKTÓRYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH SAMOLOTÓW M G

Silnik	RD-45F	WK-1A	WK-1F	RD-9B	R-11F2SK-100
Masa [kg]	808	870	989,2	695	1217
Średnica maksymalna [m]	1,273	1,273	1,273	0,665	0,906
Długość [m]	2,651	2,64	4,72	5,555	4,60
Liczba obrotów turbiny [min ⁻¹]					
A), B), C)	12 300	11 560	11 360	11 150	11 150*
					11 412
D)	12 000	11 200	11 200		10 480*
					10 946
E)	11 600	10 870	10 870	10 400	9 478 *
					9 479
Ciąg [kN]					
A)	—	—	33,14	31,87	60,55
B)	—	—	—	—	48,05
C)	22,26	26,46	25,50	25,50	38,24
D)	20,00	23,53	23,04	21,08	30,40
E)	17,79	21,18	20,40	16,87	24,52
Jednostkowe zużycie paliwa [kg/(N · h)]					
A)	—	—	0,204	0,163	0,242
B)	—	—	—	—	0,175
C)	0,08	0,109	0,117	0,096	0,098
D)	0,08	0,104	0,114	0,090	0,092
E)	0,107	0,102	0,111	0,088	0,088

* Wagi

A) Zakres maksymalny z pełnym dopalaniem.

B) Zakres maksymalny z minimalnym dopalaniem.

C) Zakres maksymalny bez dopalania

D) Zakres nominalny

E) Zakres eksploatacyjny

* Wzrost ciągu z wzrostem niskich ciśnień, w manometrycznym dla warunków wysokich ciśnień

Przejęciu do sprężarek osiowych (a raczej powrotowi, gdyż taki układ miały RD-10 oraz RD-20) sprzyjało szybkie poprawienie się ich charakterystyk. W pierwszych latach stosowania silników turbodrzutowych sprężarki odsrodkowe miały lepsze parametry i niezawodność. Także ich instalacje paliwowe i systemy regulacji były prostsze. Metodyka projektowania sprężarki osiowej oparta na teorii siły nośnej pojedynczego profilu była niedoskonała, nie uwzględniała faktu, że turbina ma nie jeden, a kilkadziesiąt profili (łopatek). Dopiero na początku

lat pięćdziesiątych, na podstawie licznych prac teoretycznych i doświadczalnych, stworzono nową teorię dynamiki stopnia osiowego i sprężarki wielostopniowej. Zaletą sprężarki osiowej jest duży wydatek powietrza, duża sprawność i uzyskiwanie dużego sprężu przy zachowaniu niewielkiej średnicy silnika. Rozpowszechniło się stosowanie wielostopniowych sprężarek osiowych np. w silniku R-20 (samolot MiG-9) stopni było 7, w R-27 oraz R-29 (MiG-23) — 11 a w R-15 (MiG-25) — 5. Zmieniając liczbę stopni sprężarki osiowej można uzyskać potrzebny stopień sprężenia bez znaczniejszego zwiększenia masy i złożoności konstrukcji.

Zespół Aleksandra Mikulina chcąc zbudować silnik o minimalnym stosunku masy do siły ciągu skonstruował i wprowadził do produkcji seryjnej w 1953 r. silnik AM-5 o ciągu 19,6 kN, ze sprężarką osiową. Był to wówczas najlżejszy silnik w ZSRR, stosunek jego masy do ciągu wynosił 0,215. AM-5 i jego modyfikacja AM-5A z dopalaczem były stosowane na prototypach samolotu MiG-19, SM-1 oraz SM-2. W latach 1953–1954 rozwijając AM-5 zbudowano silnik AM-9, wprowadzony do produkcji seryjnej pod nazwą RD-9B. Dwa takie silniki ułożone obok siebie w kadłubie samolotu stanowiły napęd pierwszego naddźwiękowego MiG-19. Dalszy wzrost siły ciągu w stosunku do powierzchni przekroju silnika dało zwiększenie temperatury powietrza przed turbiną. Jednocześnie zwiększenie sprężu z 3,3 silnika RD-20 do 7 silnika RD-9, 8,9 silnika R-11 umożliwiło zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa o 10–25%.

Ulepszenie parametrów silników turboodrzutowych odbywało się dzięki unowocześnieniu poszczególnych elementów: komory spalania, turbiny, dopalacza, a przede wszystkim sprężarki. Jej jednostkowa sprawność przez pierwsze 10 lat lotnictwa odrzutowego wzrosła niemal dwukrotnie, głównie dzięki zwiększeniu prędkości powietrza przed pierwszym stopniem, względnie zmniejszeniu średnicy osi, oraz ulepszeniu dynamiki stopni sprężarki. Poprawienie skuteczności komory spalania osiągnięto dzięki zwiększeniu prędkości w komorze i temperatury powietrza na wyjściu z niej (umożliwiało to postępy technologii i opracowanie żarowytrzymałych materiałów na łopatkę turbiny).

Dalsze zwiększenie ciągu, polepszenie charakterystyk użytkowych, zwiększenie obszaru statecznej pracy sprężarki w różnych zakresach pracy silnika osiągnięto budując silniki dwuwałowe. Mają one dwa wirniki sprężarki umieszczone jeden za drugim i napędzane przez dwie oddzielne turbiny o różnej prędkości obrotu. Pierwszym silnikiem dwuwałowym w ZSRR był R-11 na samolocie MiG-21, podobną konstrukcję mają silniki R-13 oraz R-25 z kolejnych wersji MiG-21 oraz R-27 i R-29 z MiG-23.

W najnowszych samolotach MiG są stosowane dwuprzepływowe silniki turboodrzutowe. W odróżnieniu od silnika jednoprzepływowego, powietrze w silniku dwuprzepływowym dzieli się na dwa strumienie. Jeden przechodzi przez przepływ wewnętrzny o konstrukcji zbliżonej do typowego silnika turboodrzutowego, a drugi — przez przepływ zewnętrzny będący generatorem sprężonego powietrza. Stopień sprężenia w przepływie zewnętrznym jest znacznie mniejszy niż w wewnętrznym i nie przekracza 2–3. Spalanie mieszanki może odbywać się w każdym przepływie oddzielnie, bądź też po ich zmieszaniu. Stosunkowo mała prędkość strumienia wylotowego w silniku dwuprzepływowym powoduje, że jest on bardziej ekonomiczny od silnika jednoprzepływowego w zakresie prędkości poddźwiękowych i okołodźwiękowych. Z tego samego powodu niższy jest też poziom hałasu. Przykładem radzieckiego dwuprzepływowego silnika turboodrzutowego z dopalaniem jest RD-33 (reaktywny dwukomurny) używany w samolocie MiG-29.

Wpływ dyfuzorów wlotowych i dysz wylotowych na efektywność układu napędowego samolotów odrzutowych rośnie wraz ze zwiększaniem prędkości. Do samolotu MiG-21 następnych opracowano regulowane wloty powietrza i dysze dostosowujące się do zmieniających warunków lotu.

Paliwem samolotów z silnikami tłokowymi była benzyna, w silnikach turbodrzutowych spalana jest nafta. Pierwsza standardowa radziecka nafta lotnicza T-1 powstała w latach 1947-1948 i używana jest do dziś, także na samolotach MiG. Do jej produkcji stosowana jest głównie ropa z zagłębia Baku. Zamienną z T-1 jest nafta TS-1 otrzymywana z ropy zasiarzonej. W samolotach osiągających bardzo duże prędkości paliwo musi być odporne na działanie wysokich temperatur, dlatego w silnikach samolotu MiG-25 stosowane jest paliwo T-6 powstałe w połowie lat pięćdziesiątych.

Jednym ze sposobów okresowego zwiększenia ciągu jest wtryskiwanie wody do komory spalania. Powoduje to pewien wzrost wydatku powietrza i ciągu silnika. Aby ułatwić absorbowanie ciepła, do wody dodaje się niekiedy alkohol. Instalację wtrysku wody z metanolem do komory spalania mają silniki samolotu MiG-25.

Dodatek B. Uzbrojenie

W pierwszym okresie rozwoju uzbrojenie samolotów stanowiła przerobiona broń piechoty. Pierwszym w świecie karabinem maszynowym budowanym w 1932 roku specjalnie na potrzeby lotnictwa był radziecki SzKAS (Szpitalny Komaracki awiacyjny, skonstruowany), o najwyższej w świecie szybkostrzelności – 1800 strzałów na minutę. Zasada działania SzKAS było wykorzystanie energii gazów prochowych oprowadzających zafy. Dużą szybkostrzelność osiągnięto dzięki dużym prędkościom przesuwania części ruchomych i oryginalnemu układowi podawania amunicji. Również nabywców SzKAS były pierwszymi opracowanymi specjalnie do celów lotnictwa, otrzymały pociski smigowe o działaniu zapalającym lub przeciwpancerno-zapalającym (np. do niszczenia opancerzonych zbiorników paliwa). SzKAS był używany na samolotach myśliwskich w варианте synchronizowanym lub skrzydłowym.

Przed wybuchem II wojny światowej znacząco zwiększyła się prędkość samolotów oraz ich odporność na uszkodzenia. Dotychczas używane karabiny maszynowe kalibru 7,62 mm okazały się mało skuteczne, do uzbrojenia wprowadzono więc wielkokalibrowe km i automatyczne działka lotnicze. W 1939 r. Bieriezin opracował km U B (uniwersalny Bieriezina), kal. 12,7 mm, który stał się jednym z podstawowych wzorów uzbrojenia lotniczego w ZSRR w okresie wojny.

Karabin maszynowy UBS od synchronny i dwa km SzKAS stanowiły uzbrojenie pierwszych MiG-1 oraz MiG-3. Ponadto na niektórych MiG-3 (nazywanych MiG-3 płatitoczechny), pod skrzydłem można było podwieszać dwa zasobniki z km U BK (K od kryłowej), strzelające poza smigłem. Umieszczenie broni w skrzydle jest konstrukcyjnie najprostsze, jednak z powodu odkształcenia skrzydeł w locie jej celność nie jest najlepsza. Dlatego podstawowym rozwiązaniem w samolotach MiG były km i działka umieszczone w kadłubie, synchronizowane z obrotami smigła. W samolotach odrzutowych dodatkowym argumentem przemawiającym za takim rozwiązaniem stała się coraz mniejsza grubość skrzydła.

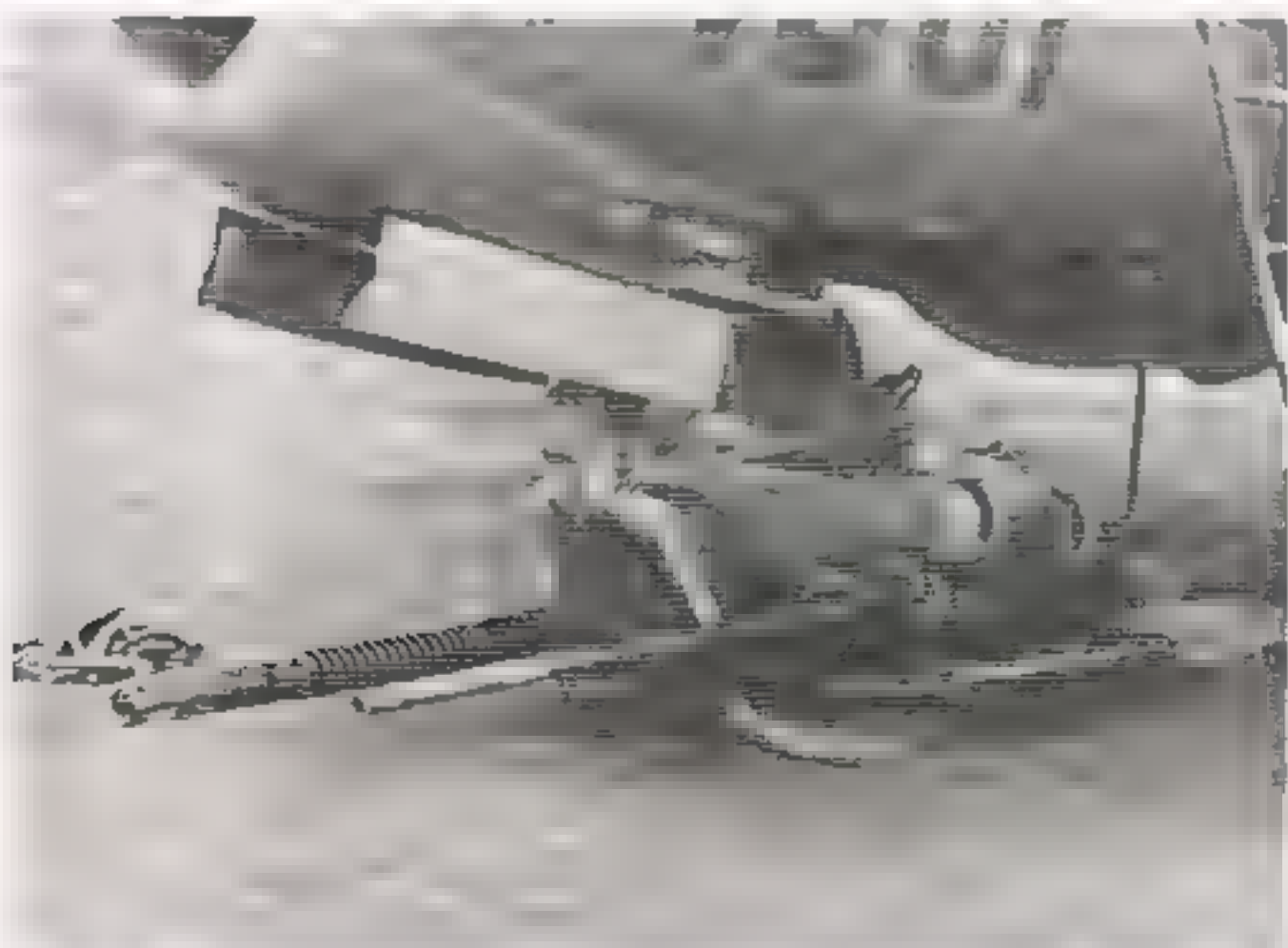
Gdy okazało się, że km są niewystarczającym uzbrojeniem, opracowano automatyczne działka lotnicze, bardziej skuteczne dzięki dużej sile rażenia pocisków wybuchowych. Dla tego też w większości doświadczalnych samolotów MiG okresu wojny używano działka SzWAK kalibru 20 mm (120 otrzymał 4 działka jako pierwszy samolot myśliwski w ZSRR). Działko SzWAK (Szpitalny Władimirov awiacyjnaja krupnokalibernaja) skonstruowane przez Szpitalnego Władimirowa w 1936 r. miało zasadę działania podobną do km SzKAS, ze

zmianami w systemie podawania. Jednak układ ten dla działek (a więc pocisków o kalibrze 20 mm i więcej) nie był optymalny, powodował znaczne zwiększenie masy broni – w budowanych później działkach zastosowano inne rozwiązania.

Sporadycznie na MiG-ach używano działka WJa (samolot DłS) i B-20 (I-250) WJa (Wołkow Jarcew) powstało w 1940 r. i miało kaliber 23 mm. Duża prędkość początkowa oraz siła rażenia pocisków powodowała, że działko WJa mogło skutecznie niszczyć nie tylko cele powietrzne, ale też naziemne. Z odległości 400 m pocisk przebijał pancerz o grubości 25 mm. B-20 z roku 1944 jest dziełem Bierieżina, a jego konstrukcja jest podobna do konstrukcji km UB. Działko B-20 zastąpiło SzWAK przy tych samych podstawowych parametrach było niemal dwukrotnie lżejsze.

Duże sukcesy w ZSRR osiągnięto w budowie działek większych kalibrów. W 1942 r. do uzbrojenia weszło działko NS-37 (Nudelmann, Suranow, kal. 37 mm). Do zwalczania celów powietrznych używano pociski odłamkowo-zapalające (do zniszczenia samolotu wystarczało praktycznie trafienie jednym pociskiem), do naziemnych celów opancerzonych – przeciwpancerno-zapalające (z odległości 200 m przebijały one pancerz o grubości 50 mm). Charakterystyki NS-37 w porównaniu z analogicznymi działkami budowanymi w innych państwach były bardzo wysokie. Działko NS-37 powszechnie używano w czasie wojny.

NS-37 wraz z działkami NS-23 było podstawowym uzbrojeniem pierwszych odrzutowych samolotów MiG. NS-23 opracowano w celu zmniejszenia masy broni i amunicji, osłabienia siły odrzutu z zachowaniem siły rażenia. W zespole Nudelmana powstał nowy naboje kal. 23 mm ze zmniejszonym ładunkiem prochowym. Na skutek zmniejszenia prędkości początkowej uzyskano



Opuszczona laweta z działkami pod samolotem Lim-5 (fot. P. Butowski)

pożądane rezultaty. Działko NS-23 w roku 1944 zastąpiło starsze WJa, jego masa była niemal dwukrotnie mniejsza. Konstrukcja NS-23 jest oparta na rozwiązaniach NS-37.

Pomysłowe rezultaty użycia działek NS-37 spowodowały, że zaczęto eksperymentować z jeszcze większymi kalibrami 45 i 57 mm. Działko N-57 zostało użyte na doświadczalnym MiG-9 (FP), jednak jego odrzut był zbyt duży dla samolotu myśliwskiego.

Na podstawie działek NS-37 oraz NS-23 opracowano dalsze konstrukcje, N-37 oraz NR-23 (R od Richter), stanowiące standardowe uzbrojenie MiG-15 oraz MiG-17. N-37 powstało podobnie jak NS-23 tzn. przez zmniejszenie ładunku miotającego w naboju i ulepszenie cyklu automatyki działka. Szybkostrzelność N-37 (przyjęte do uzbrojenia w 1947 r.) zwiększyła się w stosunku do NS-37 niemal dwukrotnie, zmniejszyły się rozmiary i masa działka. NR-23, wprowadzone do uzbrojenia w 1948 r., powstało z NS-23 poprzez ulepszenie automatyki. Zwiększono szybkostrzelność, a dwustronny mechanizm podawania taśmy nabojoywej uprościł zastosowanie działka.

Wraz z działkami w zespole Mikołajana grupa konstruktorów kierowana przez N. Wołkowa opracowała (po raz pierwszy w ZSRR) kilkudziałkową opuszczaną w dół lawetę do samolotu MiG-15, a następnie MiG-17. Lawetowy sposób montowania działek pod kadłubem samolotu stosowany jest do dzisiaj, jako najbardziej wygodny w użyciu.

W 1952 r. zbudowano karabin maszynowy A-12,7 (Afanasjew, kal 12,7 mm), specjalnie jako uzbrojenie nowego środka bojowego śmigłowców. Niejako ubocznym zastosowaniem było użycie km A-12,7 na szkołach treningowych MiG-15UTI oraz MiG-21U.

Na przełomie lat czterdziestych i pięćdziesiątych przeprowadzono badania statystyczne mające na celu określenie najodpowiedniejszych parametrów działek lotniczych w zależności od przeznaczenia. Ustalono, że jako uzbrojenie obronne bombowców najlepsze jest szybkostrze-



Działko NR-30 z lewej strony kadłuba MiG-21F (fot. P. Batowski)

ne działko małego kalibru a samolotów myśliwskich, myśliwsko-bombowych — Działko kal 30 mm. Odpowiednie wzory powstały w kilku zespołach konstruktorskich. Ostatecznie w grupie działek kalibru 30 mm wybrano NR 30 (Nudelman, Richter), wprowadzone następnie do uzbrojenia w 1955 r. Wzory taktyczno-techniczne nowego działka były bardzo wysokie. W porównaniu z poprzednimi wprowadzono wiele oryginalnych rozwiązań. Działko NR-30 było uzbrojeniem wielu radzieckich samolotów bojowych, w tym kilku wersji MiG-19 oraz MiG-21. Stanowiło ono szczytowe osiągnięcie klasycznej broni automatycznej. Dzięki postępowi mogło umożliwić jedynie zastosowanie całkowicie nowych konstrukcji. Na drodze dalszego zwiększania szybkostrzelności działek lotniczych stała się sama zasada ich konstrukcji. Szybkostrzelność klasycznych działek automatycznych była ograniczona czasem pełnego cyklu funkcyjnego, tzn. wszystkich operacji zachodzących podczas oddania strzału: otwarcia komory naboju, wyrzucenia łuski, podania i wprowadzenia do komory nowego naboju, zatryglowania, inicjacji naboju.

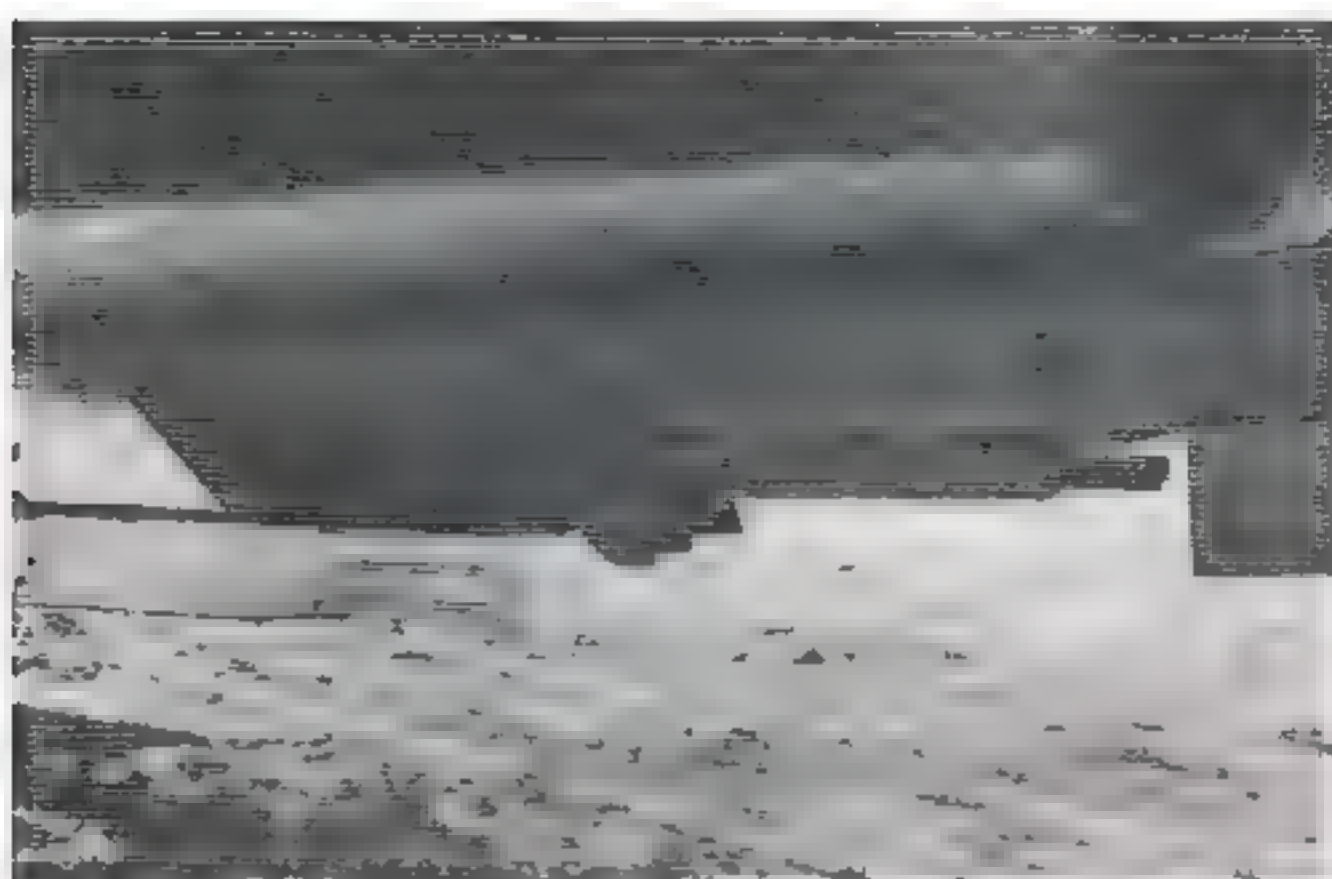
Spśród nieklasycznych typów broni lufowej pierwsze w lotnictwie użyto działka rewolwerowe, szybko jednak zaczęły z nimi konkutować konstrukcje wielolufowe. W działkach rewolwerowych wykorzystano zasadę broni bębnowej — rewolweru. Za lufą umieszczono kilkukomorowy bęben obracający się podczas strzelania. Gdy w jednej z komór następował wystrzał, w pozostałych przebiegały inne fazy cyklu strzelania: wprowadzanie naboju, usuwanie łuski. Dzięki temu czas między dwoma wystrzałami mógł być krótszy niż czas pełnego cyklu wystrzelenia pojedynczego naboju.

Zasadą konstrukcji działek wielolufowych jest umieszczenie kilku luf na walcowej ramie obracającej się wokół osi. Podczas obrotu następuje odpalenie naboja w kolejnej lufie, obrotowo mowa tu tak jakby strzelił kilka działek klasycznych obracających się wokół wspólnej osi. Zatem działka rewolwerowych są cięższe, mają większą masę i masę, z której działka wielolufowe pozwalają utrzymać dużą szybkostrzelność przy długich seriach.

W latach pięćdziesiątych przyszedł działkom groźny konkurent — kierowane pociski rakietowe powietrze-powietrze. Opracowano nową taktykę zwalczania celów powietrznych, polegającą na wykonaniu jednego ataku i odpaleniu z dużej odległości kierowanego pocisku rakietowego. Często stały się twierdzenia o zmierzchu broni lufowej w lotnictwie (a także samego lotnictwa). Poszły za tym poszukiwania konstrukcyjne w wielu samolotach myśliwskich z przełomu lat pięćdziesiątych — sześćdziesiątych z likwidacją uzbrojenia artyleryjskiego (np. w MiG-21PF). Okazało się jednak, że były to kroki przedwczesne. W praktyce w walkach powietrznych zachowała się także forma manewrowa, dochodziło do starć na małych odległościach, poniżej minimalnego zasięgu rakiet kierowanych. Bardzo skuteczne okazały się też działka przeciwko celom naziemnym. Po przeżyciu w krzyżu zaufania do działek nastąpił ich dalszy gwałtowny rozwój. Wroczył do uzbrojenia samolotów myśliwskich, początkowo w zasobnikach pod skrzydłem lub kadłubem (np. GSz 23 w zasobniku GP 9 pod MiG-21PF oraz MiG-21PFM), a następnie montowane na stałe.

GSz 23F jest dwulufową konstrukcją rewolwerową kalibru 23 mm. Używane jest na samolotach MiG-21 oraz MiG-23 w opuszczonej ławecie pod kadłubem. Uzbrojeniem najnowszych samolotów MiG są nowoczesne rewolwerowe i wielolufowe działka lotnicze.

Głównymi tendencjami w rozwoju lufowej broni lufowej było zawsze zwiększenie masy — prędkości początkowej pocisku, wzrostu szybkostrzelności oraz zmniejszenie masy broni. Niestety dążenia te są w dużym stopniu ze sobą sprzeczne. Syntetycznym parametrem odzwierciedlającym jakość broni lufowej jest wielkość η , określona jako stosunek energii kinetycznej salwy sekundowej do ciężaru broni. Współcześnie używane działka rewolwerowe mają η w zakresie 2000–3000, wielolufowe zaś — do 5000.



Działko GSh-23L pod kadłubem MiG-23 (fot. P. Butowski)

O skuteczności uzbrojenia decyduje także jakość urządzeń celowniczych. Nowinką techniczną zastosowaną w lotnictwie tuż przed II wojną światową był celownik refleksyjny (kolimatorowy), w którym obraz krzyża z podziałką był rzutowany na półprzepuszczalną szybę przed oczami pilota. Tego typu był opracowany w 1939 r. celownik PRP-1 stosowany na MiG-1 oraz MiG-3. Oprócz strzelania z karabinów maszynowych umożliwiał on celowanie podczas bombardowania z lotu nurkowego. Pod koniec wojny zastosowano pierwsze celowniki żyroskopowe, które samoczynnie wprowadzały kąt wyprzedzenia wychodząc ze względnej prędkości celu.

Na samolotach MiG w okresie powojennym używane są półautomatyczne celowniki, seria ASP (awiacyjny) strzelkowy przecił, powstałe w zespole S. Bujanowiera. Wykorzystywano

KARABINY MASZYNOWE I DZIAŁKA SAMOLOTÓW MiG

Typ	Kaliber	Szybkość celowa	Masa pistoletu	Prędkość początkowa	Masa brzoza
	[mm]	[str./min]	[g]	[m/s]	[kg]
SzKAS	7,62	1100	9,6	825	10
UB	12,7	1000	41	860	21,5
SzWAK	20	800	96	800	42
WJR	23	600	200	900	66
B-20	20	1000	96	800	25
NS-37	37	250	735	900	150
NS-23	23	350	200	690	37
N-37	37	400	735	690	103
NR-23	23	850	200	690	39
A-12,7	12,7	800-1100	40-50	785-820	28
NR-30	30	500	410	780	66
GSh-23	23	ok. 2500			

w nich zasadę żyroskopu. Uwaga konstruktorów skoncentrowała się na najważniejszych parametrach wpływających na celność strzelania: prędkości kątowej i odległości celu. Oprócz tych dwóch wielkości celownik strzelecki ASP automatycznie uwzględniał prędkość i wysokość lotu oraz kąty natarcia i ślizgu.

Celowniki ASP-1 oraz ASP-3 stosowane były na samolocie MiG-15. Poczynając od ASP-4 celowniki mogą współpracować z radiodalmerzami serii SRD (samolotowy radiodalnomierz). Radiodalmerze SRD-1, SRD-1M (samolot MiG-17) zapewniały automatyczne i ciągłe określenie odległości od celu i wprowadzenie jej do przełącznika automatycznego celownika strzeleckiego ASP-4N. Po pojawieniu się sygnału odbitego od celu układ poszukiwania przestawał pracować, natomiast włączał się automatyczny układ śledzenia. W radiodalmerzu SRD-5 (samoloty MiG-19 oraz MiG-21) do celownika typu ASP-5 przekazywana była, oprócz odległości, także prędkość celu otrzymana przez różniczkowanie odległości. Nowoczesne konstrukcje ASP i SRD stosowane są również na późniejszych samolotach MiG. Celowniki optyczne serii ASP mogą być stosowane do strzelania z działek, mekierowanych pocisków rakietowych oraz, w określonym zakresie, pocisków samonaprowadzających się na podczerwień.

Celowniki optyczne można stosować jedynie w warunkach dobrej pogody. Zadanie wykrycia i śledzenia celu, gdy brak widoczności rozwiązano w latach pięćdziesiątych, budując stacje radiolokacyjne do samolotów myśliwskich. (Pierwsze radzieckie stacje radiolokacyjne serii „Gnejs” powstały w okresie wojny, lecz pozwalały one pilotowi samolotu myśliwskiego jedynie wykryć cel, nie umożliwiały celowania.) W zespole Słepuszkina powstała jednoantenna stacja zakresu centymetrowego „Torij” oraz jej rozwinięcie — „Korszun”. Pierwszym radiolokatorem przyjętym w 1952 r. do uzbrojenia był RP-1 „Izumrud”, opracowany przez Tichomirova. RP-1 (od radiopričet) to radiolokator dwuantenowy, mogący pracować w zakresie poszukiwania celu oraz celowania, z wykorzystaniem przełącznika od celownika optycznego ASP-3N. Przejście do celowania następuje automatycznie, gdy obiekt znajdzie się w sektorze kątowym $\pm 7^\circ$ przed samolotem myśliwskim. Zasięg wykrywania celu 12 km, a celowania — 2 km. Zdolność rozdzielczą katowa $+1^\circ$, w odległości 150 m. Na przechwytywanych wersjach samolotów MiG-17 oraz MiG-19 użyto RP-5, będący bezpośrednim rozwinięciem RP-1. Radiolokatory serii „Izumrud”

DALMERZE RADIOLOKACYJNE SRD

Dalmerz	SRD-1	SRD-1M	SRD-5
Odległość minimalna [m]	300	300	300
Odległość maksymalna [m]	1200	2000	3000
Błąd pomiaru [m]	30-40	25	15
Masa urządzenia [kg]	25	29	25

MEKIEROWANE POCISKI RAKIETOWE

Pocisk	RS-82	RS-132	TRS-190 (S-9)	ARS-212 (S-2)	ARS-57 (S-5)	ARS-240 (S-24)
Kaliber [m]	82	132	190	212	57	240
Masa [kg]	6,82	23,1	46	116	4	ponad 200
Masa części bojowej [kg]	0,36	1,9	10	46	0,5	ponad 100
Prędkość maksymalna [m/s]			730	400	500	ponad 400
Zasięg [km]	5,2	7,3				



Wyrzutnia „Mars-2” pod skrzydłem Lim-6M (fot. P. Butowski)

(RP-1, RP-2 oraz RP-5) mają konstrukcję dwuantenową, emitują falę długości 32 cm. W czasie przeszukiwania przestrzeni powietrznej pracuje antena znajdująca się nad wlotem powietrza, poruszająca się w azymacie w zakresie $\pm 60^\circ$ oraz w kącie podniesienia od $+26^\circ$ do -14° . Informacja o wykrytym celu jest wprowadzana na ekran umieszczony na tablicy przyrządów w kabine pilota. Położenie znacznika celu na ekranie informuje pilota, jakie jest odchylenie kątowe oraz odległość od celu. Niewielka kreska pod lub nad znacznikiem wskazuje, czy cel znajduje się poniżej, czy powyżej samolotu przechwytywanego.

Po wykryciu celu zadaniem pilota jest także manewrowanie samolotem, aby znacznik celu wprowadzić do prostokąta ograniczonego liniami odległości 4 km i azymutu $\pm 5^\circ$. Następuje wówczas automatyczne przechwycenie i rozpoczyna pracę antena śledząca (os wiązki śledzącej może odchylać się o $2,5^\circ$ w pionie i 5° w poziomie). Zmienia się przy tym układ wskaźników na ekranie stacji radiolokacyjnej – określa on teraz położenie celu z większą dokładnością. Obok ekranu znajdują się dwie lampki. Zielona świeci, gdy cel znajduje się w odległości od 265 m (martwa strefa radiookatora) do 3000 m, czerwona zaś – gdy odległość wynosi mniej niż 500 m (strefa bezpieczeństwa). Dodatkową informacją wyświetlaną na ekranie jest wskaźnik sztucznego horyzontu.

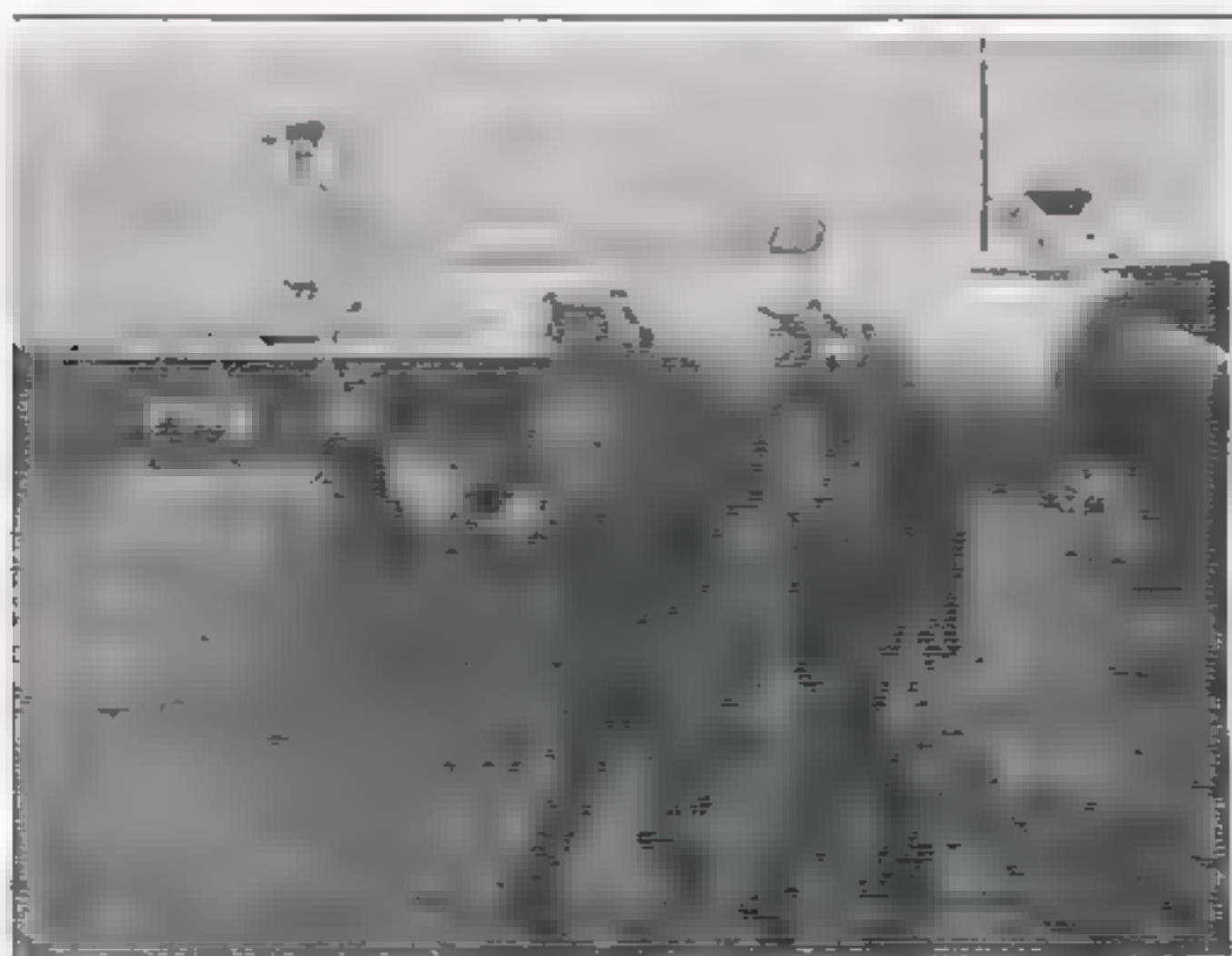
W radiolokatorze RP-2U (samolot MiG-19PM) zmieniono nieco sygnalizację (np. wspomniana wyżej zielona lampka obok ekranu świeci, gdy cel znajduje się w odległości od 1500 do 3500 m, a martwa strefa wynosi 2200 m). Najważniejsze było jednak uzupełnienie stacji radiolokacyjnej układem naprowadzania rakiet kierowanych.

W celu uniknięcia niespodziewanego ataku od tyłu, w roku 1950 został przyjęty do wyposażenia samolotów nieskomplikowany odbiornik promieniowania elektromagnetycznego „Syrena”, nazywany stacją ochrony ognia. Jego warianty „Syrena-2”, „Syrena-3”) są nadal używane na samolotach MiG.

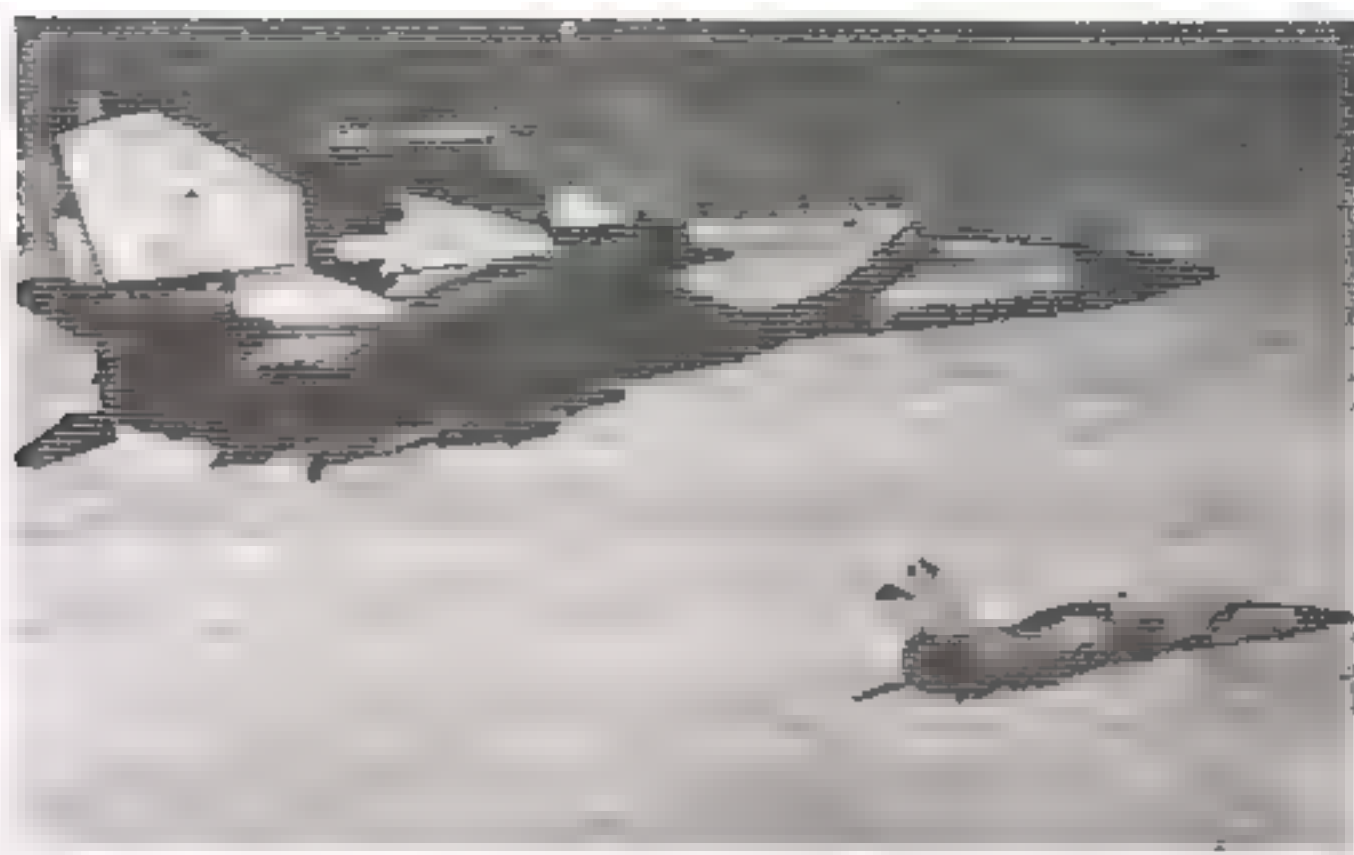
Nowym etapem w rozwoju uzbrojenia samolotów MiG było zastosowanie kierowanych pocisków rakietowych powietrze-powietrze. Pociski rakietowe w ZSRR wprowadzono do

uzbrojenia w grudniu 1937 r. kilka lat wcześniej niż w innych państwach. Były to niekierowane rakety RS-82 oraz RS-132 (nieaktywny snarad), stosowane szeroko w czasie II wojny światowej. Pociski RS-82 używane były do zwalczania celów naziemnych i powietrznych (w zależności od zapalnika: uderzeniowy lub czasowy) m.in. przez samoloty MiG-3. Po wojnie uzbrajano samoloty MiG w niekierowane pociski rakietowe S-19, S-21, S-5 oraz S-24. Cztery rakety S-19 (tj. RS-190) lub dwie S-21 (ARS-212) mógł nieść MiG-15bis z celownikiem AP-2R (ta modyfikacja była użytkowana tylko w ZSRR). Pocisk S-5 występuje w kilku wariantach, a dwa podstawowe to S-5M (ARS-57M) klasy powietrze-powietrze oraz S-5K (KARS-57) klasy powietrze-ziemia. S-5 ładowane są do zasobników i odpalane salwą lub serią salw. Stopniowo zwiększała się pojemność zasobników: na MiG-19 był to ORO-57K z osmioma pociskami, na MiG-21 zaś UB-16-57 z szesnastoma pociskami, a na MiG-23 oraz MiG-27 — bloki UB-37 po 32 pociski S-24 (ARS-240) to ciężki pocisk niekierowany kalibru 240 mm podwieszany pojedynczo pod MiG-21, MiG-23 i inne. Zalety niekierowanych pocisków rakietowych to duża siła rażenia, prostota, lekkość i taniość. Istotną wadą w porównaniu z działkami lotniczymi jest ich mniejsza celność spowodowana nieuniknioną nierównomiernością spalania prochu, a przez to odchYLENIEM ŚRODKA CIĘŻARU z osi pocisku.

Doświadczenia zdobyte podczas opracowania rakiet niekierowanych wykorzystano budując pierwsze pociski kierowane. Pierwszym przyjętym do uzbrojenia w ZSRR był pocisk K-5 (RS-2US) opracowany do samolotu MiG-19. Jego zasięg wynosił kilka kilometrów. Pocisk rakietowy K-5 o masie 83 kg leciał ze średnią prędkością 650 m/s. Wyposażono go w zapalnik



Rakety RS-240 S (z prawej) i RS-132 pod skrzydłem MiG-21MF
(fot. I. Sobieszczuk — WAF)



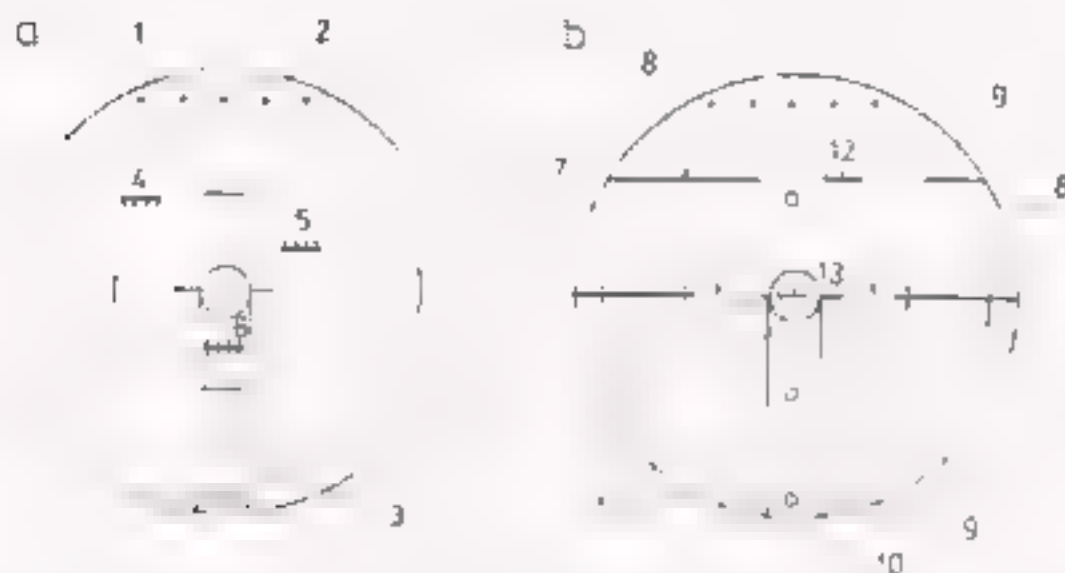
Kierowane pociski rakietowe dalekiego zasięgu pod skrzydłem MiG-25

zblizeniowy. Po zejściu z prowadnicy rakietą K-5 utrzymywała się w wiązce promieniowania elektromagnetycznego wysyłanej przez śledzącą cel antenę poszukiwawczą stacji radiolokacyjnej RP-2U. Po zbliżeniu się do celu następował wybuch głowicy bojowej rakiety. Podobne jest zastosowanie kolejnego pocisku K-13 R-3S. Ma on głowicę biernego samonaprowadzania na podczerwień.

Pod koniec lat pięćdziesiątych utworzono w ZSRR systemy przechwytywania złożone z samolotu myśliwskiego uzbrojonego w kierowane pociski rakietowe oraz naziemnych systemów wykrywania i naprowadzania. Prześledźmy działanie takiego systemu na przykładzie samolotu MiG-21.

Ciągle przeszukiwanie przestrzeni powietrznej prowadzi naziemne stacje radiolokacyjne. Mają one dużą moc i dużą antenę, dzięki czemu mogą wykrywać cel na znacznej odległości (radiolokator samolotu przechwytywanego z konieczności dysponuje mniejszą mocą sygnału i, przede wszystkim, mniejszą anteną). Do samolotu wykrytego przez naziemną stację radiolokacyjną jest wysyłany sygnał zapytujący o przynależność państwową (swoi czy obcy). Jeśli na ekranie pojawi się dodatkowe odbicie, oznacza to, że samolot odpowiedział na zapytanie właściwym kodem. Jeśli nie – jest to samolot obcy. W takim przypadku startuje myśliwiec przechwytywający MiG-21, kierując się w stronę celu.

Samolot MiG-21 może być naprowadzany komendami radiowymi przez nawigatora naprowadzającego, znajdującego się na stanowisku dowodzenia i obserwującego sytuację powietrzną na planszyce. Tak sposób postępowania był stosowany również w odniesieniu do starszych myśliwców przechwytywających, jednak dla MiG-21 nie jest on już typowy. Znacznie częściej stosuje się automatyczne naprowadzanie przyrządowe. Po wystartowaniu samolotu drogą radiową sprawdza się prawidłowość działania przyrządów, po czym w eterze zapada cisza. Decyzje są wypracowywane na ziemi za pomocą przebieżnika. Automatycznie jest wyznaczana optymalna trasa lotu myśliwca przechwytywanego, tak by spotkał się on z celem na zadanej rubieży. Istnieje wiele metod naprowadzania, spośród których dwie podstawowe to metoda zbliżania równoległego



Ekran stacji radiolokacyjnej RP-21 „Safir”

a — podział pracy w zakresie poszukiwania obiektów; b — podział pracy w zakresie śledzenia (celowania)

1 — skala odległości (podziałka co 5 km); 2 — skala azymutu (podziałka co 15°); 3 — podprzestrzeń przechwycenia; 4 — znacznik celu znajdującego się ok. 5 w lewo, w odległości ok. 15 km, poniżej samolotu przechwytywanego; 5 — znacznik celu znajdującego się ok. 10 w prawo, w odległości ok. 12 km, powyżej samolotu przechwytywanego; 6 — znacznik celu znajdującego się w odległości ok. 7 km, na wprost samolotu przechwytywanego; 7 — skala odległości (podziałka co 5 km); 8 — znacznik odległości bieżącej do celu; 9 — maksymalna odległość skutecznego strzelania; 10 — minimalna odległość skutecznego strzelania; 11 — kąt celowania; 12 — znacznik celu znajdującego się z prawej strony powyżej minimalnego przechwytywanego w odległości przekraczającej maksymalną odległość skutecznego strzelania; 13 — sytuacja, w której można odpalić pocisk rakietowy (znacznik celu znajduje się wewnątrz kręgu celowania; znacznik odległości bieżącej do celu znajduje się między minimalną — maksymalną odległością strzelania)

odpowiadające tej wartości. Zadaniem pilota jest zgranie wskazówki przyrządu z indeksem, a więc w tym przypadku utrzymywanie prędkości 1600 km/h. Oprócz poleceń przekazywanych w sposób ciągły na przyrządy istnieją także komendy jednorazowe (np. „cel z lewej”, „włącz dopalacz”, „włącz stację radiolokacyjną”). W ten sposób samolot przechwytywany jest wprowadzany w rejon celu powietrznego i zajmuje wobec niego dogodnie taktyczne położenie. Na tym kończy się pierwszy etap walki powietrznej — naprowadzanie naziemne.

W drugim etapie — zbliżeniu — pilot MiG-21 ma już bezpośredni kontakt z celem. W pierwszych wersjach — MiG-21F i MiG-21F-13 — musiał to być kontakt wzrokowy, następne wersje mają już pokładową stację radiolokacyjną RP-21 „Safir” dzięki której pilot może obserwować cel także nocą i w złych warunkach pogodowych, na odległość do ok. 20 km.

Antena radiolokatora pokładowego RP-21 poszukuje celu wykonując ruch wahadłowy w azymucie w zakresie $\pm 30^\circ$ i w kącie podniesienia $\pm 12^\circ$. Na ekranie stacji, znajdującym się na wprost oczu pilota, jest wyświetlany znacznik wykrytego celu wraz z odpowiednimi informacjami o nim. Pilot może wówczas włączyć urządzenie zapytująco-odpowiadające SRZO-2 „Chrom-Nikie”, które wysyła sygnał do wykrytego obiektu. Brak odpowiedzi oznacza, że wykryto samolot obcy.

Pilot myśliwca przechwytywanego MiG-21 tak manewruje samolotem, by zbliżyć się do celu i wprowadzić jego znacznik na ekranie do podprzestrzeni przechwycenia. Gdy to nastąpi, trzeba przełączyć stację radiolokacyjną na zakres automatycznego celowania. Antena przestaje

przeszukiwać przestrzeń i bez dalszej ingerencji pilota nieprzerwanie śledzić cel. Na ekranie ukazują się teraz inny układ wskazówek określający także warunki ataku broni pokładowej (maksymalną i minimalną odległość skutecznego strzelania).

Gdy MiG-21 przechwyca cel i zbliży się do niego na niezbędną odległość, pilot włącza głowicę samonaprowadzania pocisku rakietowego R-13 (R-3S). Po rozrządzeniu się żyroskopu i przechwyceniu celu przez głowicę pilot otrzymuje sygnał go owości: lampka na tablicy przyrządów i dźwięk w słuchawce, a może odpalić rakietę.

Przy zachowaniu odpowiednich warunków (wysokie w tym półsfery uzyskanie zaskoczenia) skuteczność rakiet kierowanych na podzerwienie jest bardzo duża. Jest jednak nie nasap: zniszczenie celu to może doprowadzić do manewrowej walki powietrznej, w której samolot myśliwski może ponownie użyć rakiet kierowanych, a także skutecznych przy małej odległości działek. Celując z działek umożliwia zamalowanie na MiG-21 celownik strzelecki ASP-PF-21.

Obsługa pozostającego stanowiska dowodzenia śledzi przebieg starcia powietrznego i jest gotowa w każdej chwili przysłać pilotowi z pomocą (np. informując o sytuacji w rejonie walki). Po zakończeniu walki samolot przechwytyjący wraca na lotnisko korzystając przy tym z naziemnych pokładowych urządzeń nawigacyjnych (np. radiokompasu i odbiornika sygnałów znaczników współpracujących z radarami).

Ostatnie MiG-21 oraz kojący samolot przechwytyjący MiG-23 dysponują zbrojeniem rakietowym pozwalającym atakować cele powietrzne nie tylko z tylnej półsfery, ale również z przodu i może zmniejszyć odległość. Wiele nowych rozwiązań zastosowano w aparaturze elektronicznej. Stacja radiolokacyjna samolotu MiG-23 ma większy zasięg i większą dokładność wykrycia celu, jest bardziej odporna na zakłócenia. U nowoczesnego sposobu przekazywania informacji o sytuacji powietrznej wskazania stacji są wysyłane na przedniej szybie, także ten zakres znacznie się poszerzył. Cennym uzupełnieniem stacji radiolokacyjnej jest pracujący na zasadzie pasywnego ciepłomierza wykorzystywany w warunkach zakłóceń elektrycznych oraz w sytuacji taktycznej, gdy nie należy demaskować się włączeniem radaru.

Najnowsze samoloty myśliwskie MiG są wyposażone w nowoczesne systemy uzbrojenia, wykorzystujące ostatnie osiągnięcia elektroniki sterowane przez pokładowe maszyny cyfrowe, zapewniające dużą skuteczność działek, rakiet i bomb wszystkich rodzajów. Systemy te wykorzystujące promieniowanie elektromagnetyczne, cieplne i laserowe, pozwalają wykryć, rozpoznać cele powietrzne i naziemne oraz określić ich położenie w dowolnych warunkach atmosferycznych przy odległości dziesiątek i setek kilometrów. Są one nadal unowocześniane w celu zwiększenia zasięgu, celności i odporności na zakłócenia oraz zmniejszenia masy i rozmiarów.

Uzbrojenie bombowe nigdy nie było podstawowym uzbrojeniem samolotów MiG, stosowano na nich jedynie standardowe radzieckie bomby lotnicze o małym wagomiarze. W okresie powojennym radzieckie bomby lotnicze dostosowano do użycia na szybkich samolotach odrzutowych. W ostatnich latach powstały także nowoczesne rodzaje bomb kierowanych

Dodatek C. Środki ratowania pilota

W ocie bojowym może zapaść konieczność opuszczenia samolotu przez pilota. Skuteczne środki ratowania mają istotne znaczenie nie tylko z tego względu, że człowiek jest najważniejszym „elementem” systemu bojowego. Zaufanie pilota, jego przekonanie o tym, że w krytycznej sytuacji ma jeszcze do dyspozycji skuteczne urządzenia ratownicze, pozwala mu bardziej zdecydowanie i odważnie walczyć. Urządzenia takie były stosowane od zarania lotnictwa, choć gwałtowny ich rozwój nastąpił dopiero w erze odrzutowej. Przedtem wystarczał spadochron uruchamiany ręcznie przez lotnika, który o własnych siłach opuszczał samolot. Podobnie było w pierwszych MiG-ach. Pilot samolotu myśliwskiego w awaryjnej sytuacji pociągał za czerwony uchwyt znajdujący się nad głową, zrzucając tym samym osłonę kabiny, a następnie po odcięciu pasów wydostawał się z kabiny i w powietrzu otwierał spadochron.

W samolotach odrzutowych tak sposób opuszczania samolotu jest niewystarczający. Zwiększenie prędkości lotu powoduje, że opór powietrza staje się nie do pokonania (np. przy prędkości 700 km/h na pilota działa siła dochodząca do 600 daN). Musiano wprowadzić nowe urządzenie techniczne – fotel wyrzucany. Pierwsze fotele były bardzo proste – w zasadzie był to taki sam fotel, jak dotychczas, jedynie umocowany na stalowej prowadnicy, z zamontowanym pod spodem pironabojem. Ponieważ fotel był prosty, złożony musiał być sam proces katapultowania. Pilot najpierw powinien zrzucić osłonę kabiny, ściągnąć pasy mocujące go do fotela, zając ściśle określony pozycję i pociągnąć za uchwyt odpalający pironaboj. Wymagan tych trzeba było dokładnie przestrzegać. Przy złym włożeniu ciała duże przeciążenia powstające podczas katapultowania mogły spowodować np. uszkodzenie kręgosłupa. Po zadzieleniu naboju miotającego i opuszczeniu samolotu pilot musiał odpiąć pasy, poczekać aż zmniejszy się prędkość, a następnie otworzyć spadochron (natychmiastowe otwarcie spadochronu spowodowałoby jego rozerwanie). Taki sposób katapultowania był typowy dla późnych serii MiG-9 – początkowych serii MiG-15. Zapewniał on bezpieczne opuszczenie samolotu przy prędkości do 700 km/h i na wysokości co najmniej 250–300 m (na mniejszej wysokości spadochron nie zdążyłby się otworzyć).

Jednakże potrzeby (a także rosnące możliwości realizacji nowych rozwiązań technicznych) powodowały ciągły postęp. W pierwszym okresie stosowania foteli wyrzucanych najbardziej istotnym ograniczeniem był brak urządzeń zabezpieczających pilota, głównie jego twarz, przed uderzeniem strumienia powietrza podczas katapultowania. W kolejnym samolocie, MiG-17, został zastosowany fotel wyrzucany z płócienną zastawką. Była ona nawinięta na bęben

znajdowała się w zagłówku fotela. Przed odpaleniem ładunku miotającego pilot zaciągał ją na twarz i dzięki temu katapultowanie stało się możliwe przy prędkości do 850 km/h. Zastonka zwiększała bezpieczeństwo katapultowania również w inny sposób. W samolocie MiG-15 pilot by odpalić pironaboje musiał pociągnąć za rączkę znajdującą się z prawej strony fotela. Mogło się wówczas zdarzyć, że w krytycznej chwili zapomni o prawidłowym ułożeniu lewej ręki i uderzenie o burtę kabiny łamało ją. W MiG-17 odpalenie było wywoływane zaciągnięciem zastonki obiema rękami, co jednocześnie zapewniało jej bezpieczne ułożenie.

Zautomatyzowane również czynności po opuszczeniu kabiny samolotu. Po trzech sekundach przyrząd AD-3 samoczynnie rozkazał pasy utrzymujące pilota w fotelu, a następnie zaczął pracę automat KAP-3, który w ciągu 1-5 sekund otwierał spadochron ratowniczy i jeśli skok nastąpił na bardzo dużej wysokości KAP-3 blokował otwarcie spadochronu do czasu opuszczenia się na zadaną wcześniej wysokość w granicach 500-4000 m. Urządzenia te opracowano jesienią 1949 r. Piloci doświadczali szybko docenili ich przydatność i natychmiast wprowadzono je do wyposażenia systemów ratowniczych samolotów.

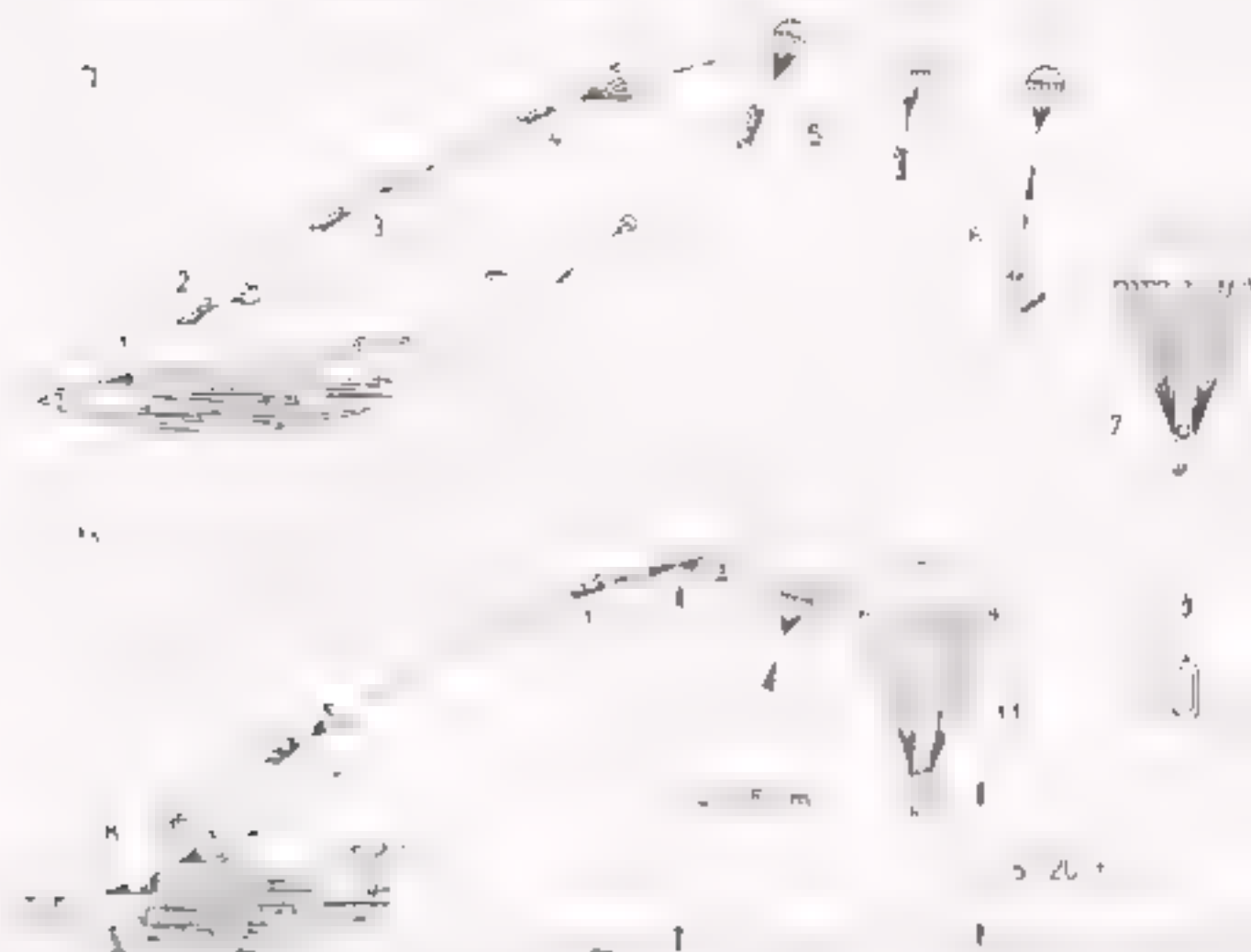
Do rozszerzenia obszaru zastosowania fotela wyrzucanego na jeszcze większe prędkości i mniejsze wysokości lotu konieczne było wyrzucenie go z możliwie największą siłą. W locie z dużą prędkością chodziło o to, by uniknąć zderzenia ze statecznikiem pionowym, na małej wysokości — by zdążył się otworzyć spadochron ratowniczy. Proste zwiększenie ładunku miotającego nie jest jednak możliwe, powoduje bowiem zwiększenie się przeciążeń działających na pilota ponad wartości dopuszczalne. Dlatego w kolejnym samolocie MiG-19, zastosowano te eskopowy ładunek miotający, w którym po odpaleniu pironaboju włączał się silnik rakietowy. Rozciągnięcie w czasie działania mechanizmu miotającego pozwoliło fotelowi, wznieść się na większą wysokość nie przekraczając dopuszczalnych przeciążeń. W MiG-19 wprowadzono również inną nowość: w przypadku gdyby pilot nie zdołał zrzucić osłony kabiny, była ona rozbijana podczas katapultowania przez opancerzony zagłówek fotela.

Logiczną konsekwencją użycia zasilenki na twarz dla samolotów jeszcze szybszych był system katapultowania SK-1 zastosowany w pierwszych wersjach MiG-21. Zamiast tak, jak uprzednio odrzucać osłonę kabiny, by nie przeszkadzała w katapultowaniu — wykorzystano ją jako tarczę. W czasie katapultowania przylegała ona do fotela tworząc jakby przezroczystą kapsułę zabezpieczającą pilota. Pozwalało to opuszczać samolot przy prędkości do 1100 km/h.

W połowie lat sześćdziesiątych opracowano i wprowadzono do wyposażenia samolotów myśliwskich MiG-21 PFM i dalszych nowy system katapultowania SK-3 z fotelem wyrzucanym KM-1. To rozwiązanie zdobyło dużą popularność i fotele KM-1 jest stosowany również na MiG-23 oraz MiG-25. Zasadniczą zmianą w porównaniu z systemem katapultowania SK-1 było zrezygnowanie z użycia osłony kabiny. Sposób ten okazał się zbyt złożony w różnorodnych sytuacjach awaryjnych, zabezpieczenie zaś pilota przed naporem powietrza przestało być tak istotne wraz z wyposażeniem go w ubiór wysokociowy i szczelny hełm.

Wysokociowy ubiór kompensacyjny ma zapewnić bezpieczeństwo pilota w przypadku rozhermetyzowania się kabiny lub katapultowania w locie na duże wysokości. Jest to ściśle upinany czarno trykot, w którym znajdują się przewody powietrzne. W razie konieczności przewody ubioru w ciągu 2,5-3 sekund napędlą się tlenem z butli i ukształtują ciążo pilota tworząc niezależne ciśnienie równe ciśnieniu powietrza w jego płucach. Powstałe w ten sposób zrównoważenie mięśni klatki piersi i brzucha pozwala na normalne oddychanie i obieg krwi.

W wysokociowy ubiór kompensacyjny jest wbudowany także ubiór przeciwciążeniowy. Służy on do zmniejszenia przeciążeń odczuwanych w locie przez pilota. Podczas manewrowania samolotu następuje odpływ krwi z głowy do nóg pilota. Ubiór przeciwciążeniowy zapobiega temu przez uciskanie dolnej części ciała. Jest on zbudowany podobnie jak



Katapultowanie za pomocą fotela wyrzutowego KM-1

Używany jest przy prędkościach nieprzekraczających 1000 km/h na wysokości nieprzekraczającej 13000 m.

1. W momencie wyrzutu fotela z samolotu, fotel wyrzutowy KM-1 zostaje wyrzucony z samolotu i spada swobodnie. 2. W momencie spadania fotela, fotel wyrzutowy KM-1 otwiera się i zaczyna spadać. 3. W momencie spadania fotela, fotel wyrzutowy KM-1 otwiera się i zaczyna spadać. 4. W momencie spadania fotela, fotel wyrzutowy KM-1 otwiera się i zaczyna spadać. 5. W momencie spadania fotela, fotel wyrzutowy KM-1 otwiera się i zaczyna spadać. 6. W momencie spadania fotela, fotel wyrzutowy KM-1 otwiera się i zaczyna spadać. 7. W momencie spadania fotela, fotel wyrzutowy KM-1 otwiera się i zaczyna spadać.

wysokościowy ubiór kompensacyjny, jednakże przewody są napełniane powietrzem pobranym ze sprężarki silnika, a nie tlenem z butli. Ubiór przeciwpieczny zmniejsza przeciążenia odczuwane przez pilota o 2,5-3 jednostki.

Ubiór pilota uzupełnia hełm ochronny z maską tlenową lub hełm szczelny (gdy lot ma przebiegać na wysokości ponad 15000 m). Hełm szczelny osłania głowę pilota od uderzeń (np. odłamków) i podczas katapultowania, jednocześnie spełniając funkcję maski tlenowej.

Fotel wyrzutowy KM-1 umożliwia bezpieczne opuszczenie samolotu w locie z prędkością do 1200 km/h na wysokości do 25000 m oraz w czasie kołowania na pasie startowym, gdy prędkość samolotu przekracza 100 km/h. W przypadku katapultowania podczas startu, ubijutowania niezbędne jest tak najszybsze otwarcie spadochronu ratowniczego. Wymaganie to jest sprzeczne z innym, w locie z dużą prędkością otwarcie spadochronu musi nastąpić z opóźnieniem, po zmniejszeniu prędkości fotela. W celu pogodzenia ze sobą tych potrzeb opracowano trzykopolowy system spadochronowy. Kolejno rozposcierające się spadochrony zapewniają stabilizację fotela i zmniejszenie prędkości po wyrzuceniu z samolotu. Podstawowym elementem

konstrukcyjnym fotela KM-1 jest kombinowany mechanizm miotający KSM-7 nim połączone jest oparcie, będące jednocześnie pojemnikiem na spadochron ratowniczy oraz miska fotela, na której siedzi pilot.

Jedyną czynnością wykonywaną przez pilota w procesie katapultowania jest wciśnięcie dźwigni blokującej i pociągnięcie obrotacz za uchwyt znajdujący się z przodu fotela, między kolanami. Rozpoczyna wówczas pracę automat wykonujący kolejno blisko 30 czynności. W pierwszym etapie następuje ściągnięcie pasów ustalające tułów i nogi pilota w pożądanej pozycji, zrzut osłony kabiny, odłączenie pilota od instalacji pokładowych (np. łącznościowej, tlenowej) i przejście od odłączania tlenem z urządzenia spadochronowego KP-27M oraz odpalenie ładunku miotającego. Po wyrzuceniu fotela KM-1 z kabiny następuje jego stabilizacja pierwszym spadochronem, który zaraz oddziela się i otwiera się drugi o większej powierzchni. W przypadku katapultowania się na dużą wysokość (ponad 3000 m) drugi spadochron działa przez dłuższy czas i dokonuje pełnej stabilizacji fotela. W przypadku małej wysokości niemal natychmiast po jego otwarciu się automat odłącza pilota od fotela i otwiera główny spadochron ratowniczy. W razie konieczności pilot może opuszczać samolot także bez użycia fotela wyrzucanego. Wystarczy jeden ruch, by odczepić pasy łączące go z fotelem, następnie odrzucić osłonę i wydostać się z kabiny jedynie ze spadochronem – kompletem NAZ-7.

Wyposażenie ratownicze pilota samolotu MiG-21 stanowi również spadochronowe urządzenie tlenowe KP-27M oraz przenośny awaryjny zapas NAZ-7. Urządzenie KP-27M jest przeznaczone do zaopatrywania pilota w tlen do czasu opadnięcia spadochronu na bezpieczną wysokość. Zawiera ono grupę zbiorników tlenu o łącznej pojemności 0,825 dm³. Komplet NAZ-7 opada wraz z pilotem na 15-metrowej linie przymocowanej do kombinezonu. Są w nim przedmioty niezbędne do przeżycia w nieznanym terenie oraz do skontaktowania się z grupami poszukiwawczymi. Jest tam więc trzydniowy zapas konserwowanej żywności, suche paliwo, latarka, wędkarstwo, pita, noż, kompas, zapalniczka, naboje. NAZ-7 zawiera automatycznie nadmuchiwany ponton, radiostację, apteczkę, środki sygnalizacyjne (rakietę dymną koloru pomarańczowego, gwizdek, lusterko). Ponadto w zależności od terenu nad jakim jest wykonywany lot, pilot ma kask z adsorbentem wody (wariant morski), narty (wariant północny) lub pojemnik z wodą (wariant pustynny).

Ideą jest, aby urządzenie ratownicze można było stosować w każdych warunkach. Szczególnie ważny jest obszar niewielkich prędkości i wysokości lotu, gdzie najczęściej dochodzi do sytuacji awaryjnych. Jednocześnie jednak najtrudniejszy do skonstruowania jest właśnie fotel wyrzucany klasą zero-zero, czy i umożliwiający pilotowi katapultowanie się z samolotu stojącego nieruchomo na pasie startowym. W latach siedemdziesiątych w ZSRR opracowano fotele tej klasy, stanowią one także wyposażenie najnowszych samolotów MiG.

Dodatek D. Rekordy

REKORDY SAMOLOTÓW MIA (MEŻCZYŹNI)

Rekord	Data	Pilot	Samolot	Wynik
Pryśkość na trasie 5-25 km	1.09.99	G. Mielnik	F-66	738,48 km/h
	7.07.1962	G. Mosolow	F-166	2681 km/h
Pryśkość na trasie zamkniętej 100 km	1.09.99	K. K. Kozak	F-66	748,06 km/h
	7.10.1961	A. Fiedotow	F-166	2401 km/h
	8.06.1973	A. Fiedotow	F-266	2605,1 km/h*
Pryśkość na trasie zamkniętej 500 km	1.09.99	M. K. Kozak	F-66	2981,5 km/h*
Pryśkość na trasie zamkniętej 1000 km	26.10.1965	A. Fiedotow	F-266	2319,12 km/h
	27.10.1967	P. Ostapenko	F-266	2920,67 km/h
Pryśkość na trasie zamkniętej 1000 km z ładunkiem przeciwpancernym 1000 + 2000 kg	16.10.1965	A. Fiedotow	F-66	2312,17 km/h
	16.10.1967	P. Ostapenko	F-266	2970,67 km/h*
Wysokość w czasie polobu	11.09.1967	P. Ostapenko	F-266	22 670 m
Wysokość absolutna	28.04.1961	G. Mosolow	E-66A	34 714 m
	25.07.1973	A. Fiedotow	F-266	36 240 m
	31.08.1977	A. Fiedotow	F-266M	37 650 m*
Wysokość absolutna z ładunkiem przeciwpancernym 1000 + 2000 kg	1.09.1967	A. Fiedotow	F-266	24 170 m
	25.07.1973	A. Fiedotow	E-266	35 230 m
	22.07.1977	A. Fiedotow	E-266M	37 080 m*
Czas wznoszenia na wysokość 10 000 m	1.06.1973	B. Orlow	F-266	2 min 49,5 s
Czas wznoszenia na wysokość 25 000 m	1.06.1973	P. Ostapenko	F-266	4 min 2,6 s
	17.05.1975	A. Fiedotow	F-266M	2 min 34,2 s*
Czas wznoszenia na wysokość 30 000 m	1.06.1973	P. Ostapenko	F-266	4 min 3,86 s
	17.05.1975	P. Ostapenko	E-266M	3 min 9,85 s*
Czas wznoszenia na wysokość 40 000 m	1.06.1973	A. Fiedotow	E-266M	4 min 17,4 s*

* Aktualny rekord świata (stan na 1.01.1987)

REKORDY SAMOLOTÓW MiG (KOBIETY)

Rekord	Data	Pilotka	Samolot	Wynik
Prędkość na bazie 15-25 km	2.06.1975	S. Sawicka	F-133	2683,446 km/h ^{a)}
Prędkość na trasie zamkniętej 100 km	18.07.1967	E. Martowa	E-76	2 267 km/h ^{a)}
Prędkość na trasie zamkniętej 500 km	16.09.1966	M. Sotowskaja	E-76	2062 km/h
	21.10.1977	S. Sawicka	E-133	2466,31 km/h ^{a)}
Prędkość na trasie zamkniętej 1000 km	28.03.1967	L. Zajcowa	F-76	1798,16 km/h
	12.04.1978	S. Sawicka	E-133	2333 km/h ^{a)}
Prędkość na trasie zamkniętej 2000 km	1.10.1966	E. Martowa	E-76	900 267 km/h ^{a)}
Wysokość lotu poziomego	23.06.1965	L. Zajcowa	E-13	19 020 m
	11.08.1977	S. Sawicka	F-133	21 209,9 m ^{a)}
Wysokość absolutna	22.05.1965	N. Prochanowa	F-33	24 336 m ^{a)}
Czas wznieszenia na wysokość 3000 m	7.06.1974	S. Sawicka	E-33	59,1 s
	15.11.1974	S. Sawicka	E-66B	41,2 s ^{a)}
Czas wznoszenia na wysokość 6000 m	6.06.1974	S. Sawicka	F-13	1 min 20,4 s
	15.11.1974	S. Sawicka	E-66B	1 min 1 s ^{a)}
Czas wznoszenia na wysokość 9000 m	6.06.1974	S. Sawicka	E-33	1 min 46,7 s
	15.11.1974	S. Sawicka	E-66B	1 min 2,1 s ^{a)}
Czas wznoszenia na wysokość 12000 m	7.06.1974	S. Sawicka	F-13	2 min 35 s
	15.11.1974	S. Sawicka	F-66B	1 min 59,1 s ^{a)}

^{a)} Aktualny rekord świata (stan na 1.01.1987)

SAMOLOTY REKORDOWE

Samolot	Siła nac.			Ciężar
	liczba	typ	ciężar [kN]	
E-66	1	R-17F	48,4	E-66A
E-66A	1	R-17F	58,4	
	+			
	1	U-2	29,4	
E-66B	1	R(3)-M	69,6	
	+			
	2	JTRD	22,6	
	2			
E-76	1	R-37F	58,4	E-7, samolot 76
E-33	1	R-37F	58,4	MiG-21L
E-166	1	R-166	96,1	E-152M
E-266	2	R-266	107,9	MiG-25
E-266M	2	RD-F	137,9	MiG-25M
E-133	2		107,9	MiG-25L

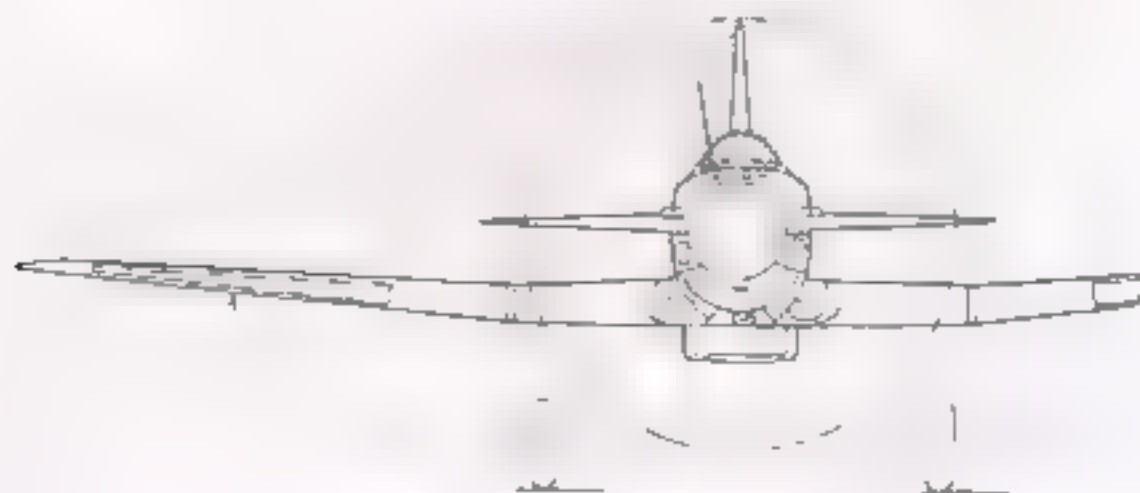
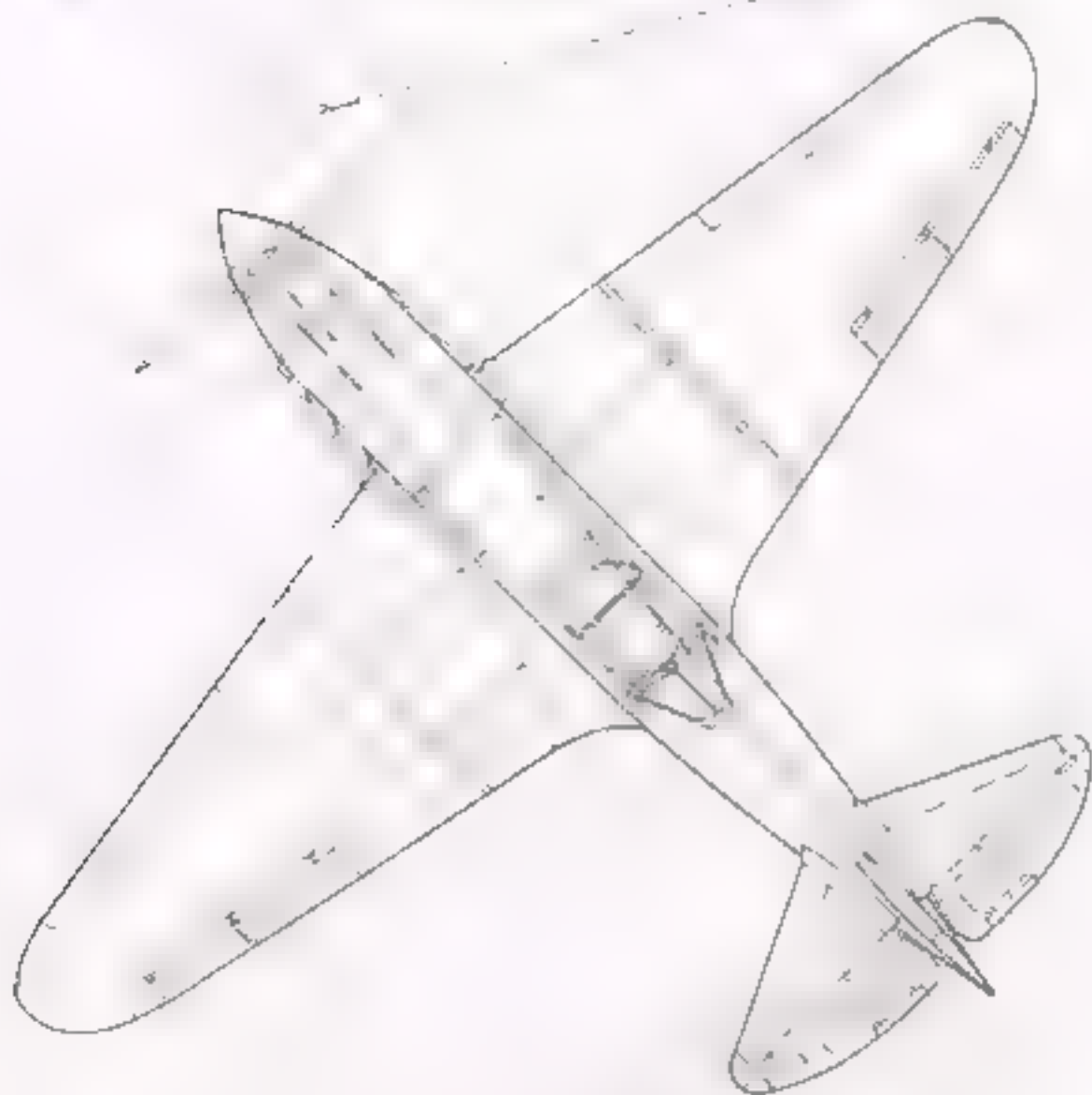
Dodatek E. Przegląd samolotów

MiG-3

Samolot myśliwski wysokoscowy. Prototyp I 200 (inaczej samolot 61 [-61 lub K), oblatany 5 kwietnia 1940 r. Produkcja seryjna pierwszej wersji oznaczonej MiG-1 rozpoczęła w 1940 r. (100 sztuk), wersja zmodyfikowana MiG-3 produkowana seryjnie od stycznia 1941 r. (3322 egzemplarze).



MiG-3



МиГ-3

Płatowiec

Jednomiejscowy jednosilnikowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej. Kadłub zbudowany z dwóch części, łączonych w czterech punktach. Część przednia — kratownica z rur stalowych 30ChGSA z profilami nadającym kształt pokryciu. W dolnej części przyspawany centropłat. Pokrycie z blachy duraluminiowej. Tylna część kadłuba drewniana, pokryta pięciowarstwową sklejką. Kabina pilota wpisana w obrys kadłuba, widoczność poprawiona w stosunku do MiG-1. Przednia i tylna część osłony — stałe, część środkowa odsuwana do tyłu (w MiG-1 otwierana na prawą stronę). Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne z przodu i na pulpicie z prawej strony. Osłona kabiny ze szkła organicznego, bez szkła pancernego. Za kabiną pilota płyta pancerna 9 mm (początkowo 8 mm).

Skrzydła trójdzielne jednodźwigarowe o konstrukcji mieszanej. Centropłat całkowicie metalowy, z dwoma dźwigarami pomocniczymi. Styk centropłatu z kadłubem oprofilowany blachą duraluminiową. Końce skrzydeł drewniane, kryte sklejką. Lotki z wyrównoważeniem osiowym, kryte płótnem. Profil skrzydeł Clark YH o grubości od 14% do 8% wznios + 7° (6° w MiG-1), wydłużenie 5,97. Zewnętrzne części skrzydeł samolotów ostatnich serii z automatycznymi slotami polepszającymi zwrotność samolotu.

Usterzenie klasyczne. Statecznik pionowy stanowiący całość z kadłubem. Usterzenie poziome wolnonośne, mocowane do kadłuba w dwóch punktach. Stery z klapkami wyrównowążającymi, kryte płótnem.

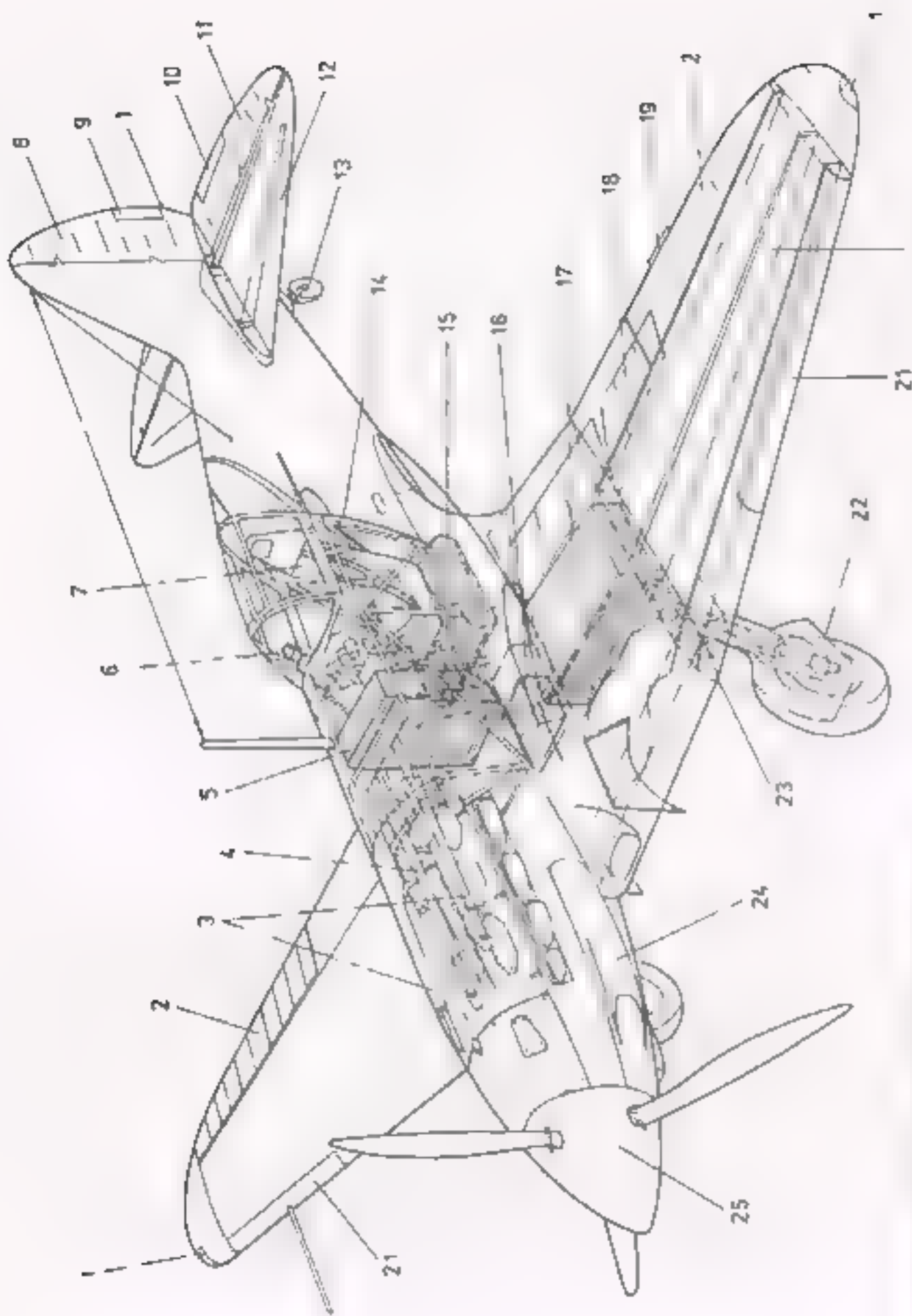
Podwozie trójpunktowe, z kołkiem ogonowym. Podwozie główne składane do centropłata, w kierunku do kadłuba. Kołko ogonowe wciągane. Amortyzacja hydrauliczna, ogumienie niskociśnieniowe o średnicy 650 mm (główne, w MiG-1 — 600 mm) i 170 mm (ogonowe). Na piastach kół głównych hamulce szeregowe. Mechanizm wciągania i wypuszczania podwozia pneumatyczny z sygnalizacją w kabine pilota i na centropłacie. Rozstaw kół 2,8 m.

Zespół napędowy

Silnik 12-cylindrowy AM-35A, chłodzony cieczą. Przystosowany do lotu na dużej wysokości, utrzymujący moc 895 kW do wysokości 7250 m. Moc startowa 1007 kW. Wloty powietrza do silnika — sprężarki po bokach kadłuba, chłodnica cieczy pod centropłatem samolotu, dwie chłodnice oleju po obu stronach kadłuba. Masa silnika suchego 830 kg. Śmigło metalowe trójpłatowe WISz-22 (wersje D, E i M WISz od wint (zmieniamego szaga) o zmiennym skoku. Później śmigło WISz-61 (wersje Sz lub P). Liczba obrotów $30,6\text{ s}^{-1}$. Instalacja paliwowa z czterech zbiorników duraluminiowych z systemem gazu neutralnego. Dwa zbiorniki kadłubowe 109 dm³ oraz 245 dm³ (w MiG-1 tylko zbiornik 109 dm³) i dwa w centropłacie: lewy 145 dm³, prawy 150 dm³. Olej 60 dm³ (W pierwszych seriach MiG-1 zbiorniki podwieszane po 100 dm³). Rozmiary silnika: długość 2,29 m, szerokość 0,875 m, wysokość 1,08 m. Pojemność cylindrów 46,7 dm³. Na kilkudziesięciu egzemplarzach MiG-3 zastosowano niewysokościowy silnik AM-38F.

Wyposażenie

Łącznie 13 przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych. Radiostacja nadawczo-odbiorcza RSI-3 (w późniejszych egzemplarzach RSI-4). Wyposażenie tlenowe KPA-3bis (po raz pierwszy w ZSRR). Rakietnica sygnalizacyjna, apteczka pilota. Generator GS-350, akumulator 12A-5.



Przekroj samolotu MiG-3 późnej serii produkcyjnej

[illegible]

Uzbrojenie

1 km UBS kal. 12,7 mm (300 naboj) i 2 km SzKAS kal. 7,62 mm (po 750 naboj) umieszczone niesymetrycznie nad silnikiem, synchronizowane. Pod skrzydłem 4 uchwyty do bomb (dwa wewnętrzne po 100 kg, zewnętrzne po 50 kg, ale łącznie nie więcej niż 220 kg). Na niektórych seriach (tzw. MiG-3 płatocieczny, inaczej MiG 3P) możliwość podwieszania w miejsce zewnętrznych belek dwóch zasobników z karabinami maszynowymi UBK kal. 12,7 mm (po 300 naboj) strzelającymi poza śmigłem – wówczas masa startowa samolotu 3510 kg. Niektóre MiG-3 uzbrajane w 6 pocisków rakietowych RS-82. Celownik strzelecki kolumnatorowy PBP-1. Do zadań specjalnych w miejsce bomb podwieszane zasobniki WAP-6M lub ZAP-6.

DANE PROTOTYPÓW 1-200

Samolot	1-200 [*]	1-200 ^{**}
Długość [m]	8,155	8,255
Rozpiętość [m]	10,2	10,2
Powierzchnia nośna [m ²]	17,44	17,44
Masa własna [kg]	2600	
Masa startowa [kg]	3071	3355
Prędkość maksymalna [km/h]	508	495
na wysokości [km]	0	0
	648,5	640
	6,9	7,8
Czas wznoszenia na wysokość		
5000 m [min]	5,3	6,5
Pułap [m]	12 000	11 000
Zasięg [km]	710	857

* Prototyp samolotu MiG-3

** Prototyp samolotu MiG 3 (wg wyników prób państwowych z kwietnia 1945 r.)

Dane samolotu 1-200 (MiG-1) pierwszej serii produkcyjnej

Długość	8,155 m
Rozpiętość	10,2 m
Wysokość	3,3 m
Powierzchnia nośna	17,44 m ²
Łąca podwozia	5,08 m
Rozstaw kół głównych	2,8 m
Masa własna	2411,1 kg
Masa startowa	3098,9 kg
Masa startowa maksymalna	3326,9 kg
Ilość paliwa w zbiornikach wewnętrznych	404 dm ³
Prędkość maksymalna na wysokości:	
0 m	486 km/h
1000 m	506 km/h
2000 m	526 km/h
3000 m	546 km/h
4000 m	566,5 km/h
5000 m	586 km/h

6000 m	606 km/h
7000 m	626,5 km/h
8000 m	614 km/h
9000 m	594,5 km/h
Prędkość wznoszenia na wysokości.	
0 m	15 m/s
5000 m	16,5 m/s
9000 m	9,1 m/s
11 000 m	3,35 m/s
Czas wznoszenia na wysokość	
1000 m	1,1 min
5000 m	5,3 min
9000 m	10,15 min
12 000 m	25,63 min
Pułap	12 000 m
Czas zakrętu na wysokości 1000 m	
lewego	22,3 s
prawego	20,0 s
Czas zakrętu na wysokości 5000 m	
lewego	30 s
prawego	29 s
Prędkość oderwania	165–175 km/h
Prędkość lądowania	140 km/h
Dane samolotu MiG-3	
Długość	8,255 m
Rozpiętość	10,2 m
Powierzchnia nośna	17,44 m ²
Masa własna	2810 kg
w tym wyposażenie	110 kg
Masa paliwa	463 kg
Masa startowa	3495 kg
Masa startowa w wariantcie z nie napelnionym zbiornikiem paliwa pod kabiną pilota	3300 kg
Prędkość maksymalna na wysokości	
0 m	477 km/h
7800 m	631 km/h
Prędkość podróżna maksymalna	560 km/h
Prędkość wznoszenia (w nawiasie — przy masie 3300 kg), na wysokości	
0 m	12,0 m/s (13,0 m/s)
6000 m	11,5 m/s (12,6 m/s)
Czas wznoszenia (w nawiasie — przy masie 3300 kg) na wysokość	
3000 m	4,35 min (4,35 min)
5000 m	7,7 min (7,1 min)
Pułap	11 500 m
Czas zakrętu na wysokości 1000 m	22 s

Zasięg w locie na wysokość,	
5000 m, z prędkością 380 km/h	1000 km
7250 m, z prędkością 560 km/h	630 km
Długość rozbiegu	470 m
przy masie startowej 3300 kg	400 m
Długość dobiegu	580 m
Prędkość lądowania	150 km/h

DIS

Samolot myśliwski dużego zasięgu, przewidziany także do wykorzystania jako bombowiec bombowiec nerkujący, samolot torpedowy, rozpoznawczy. Pierwszy prototyp z silnikami AM-35A oblatany w maju 1941 r., drugi — z silnikami ASz-82F — zbudowany w 1942 r., nie oblatany. Inne oznaczenia to DIS-300 (projekt), M G 5, 1 i 2 (nazwy).

Płatowiec

Jednonośny dwusilnikowy, 1-lejopłat o konstrukcji mieszanej (pożyczkowo przewidywane szerokie użycie metalu, w taktach bocznych elementy metalowe zastępowane drewnianymi, co potaniało konstrukcję i upraszczało technologię).

Kadłub krótki o niewielkiej średnicy. Kabina pilota opancerzona z tyłu, z czoła i z boków. Osłona osuwana do tyłu. W sytuacji awaryjnej możliwe opuszczenie samolotu także przez właz w podłogę kabiny.

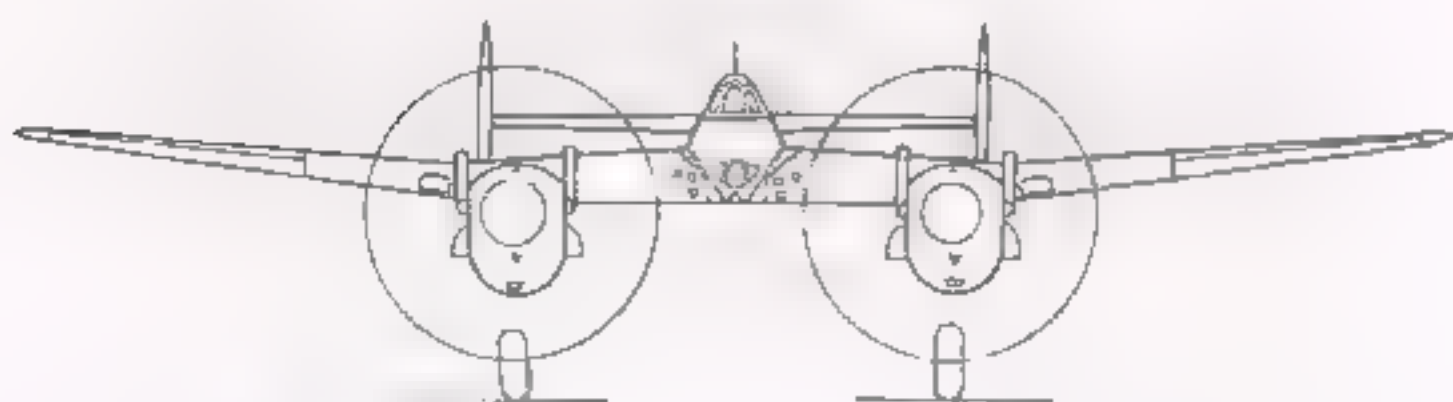
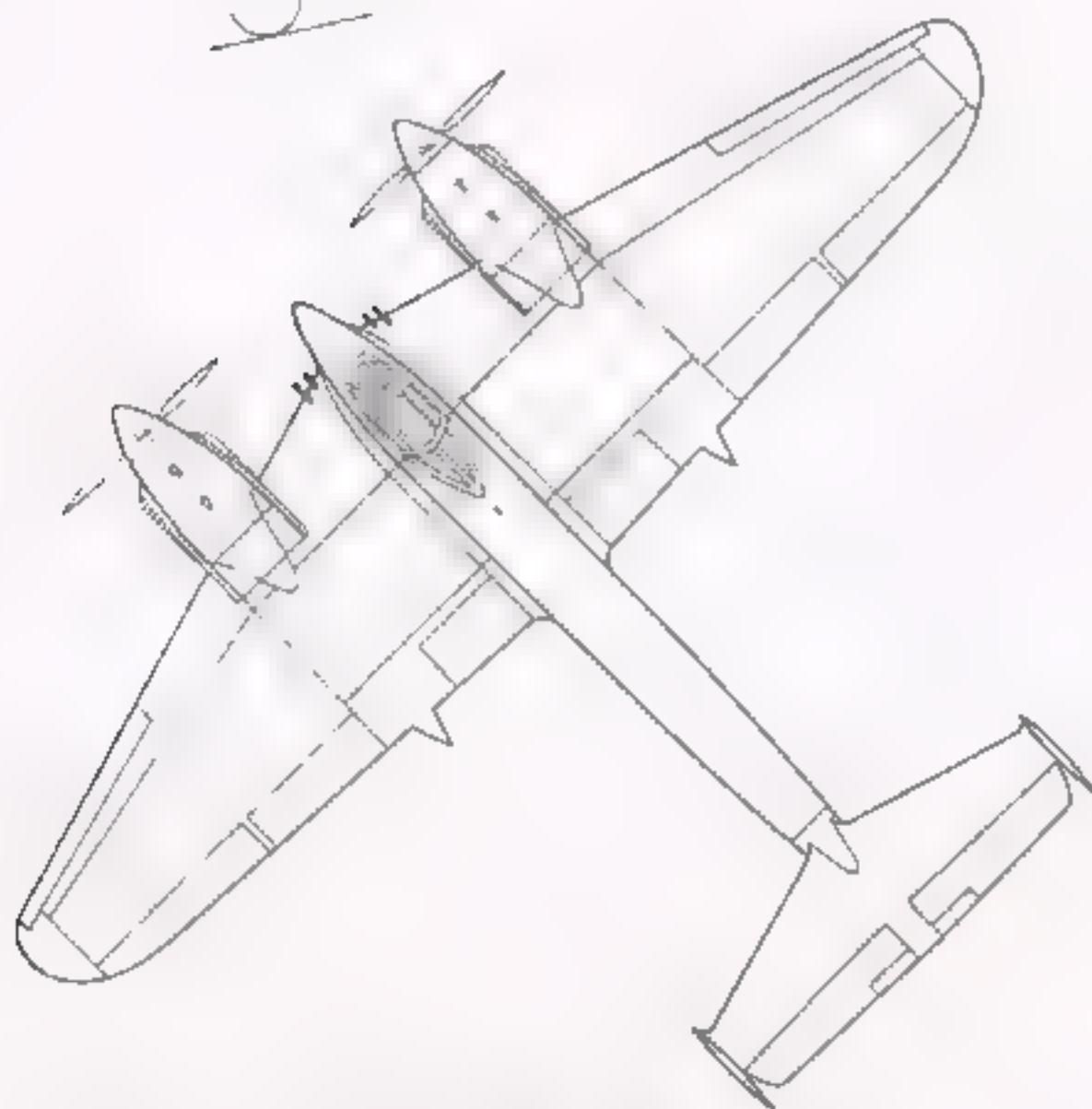
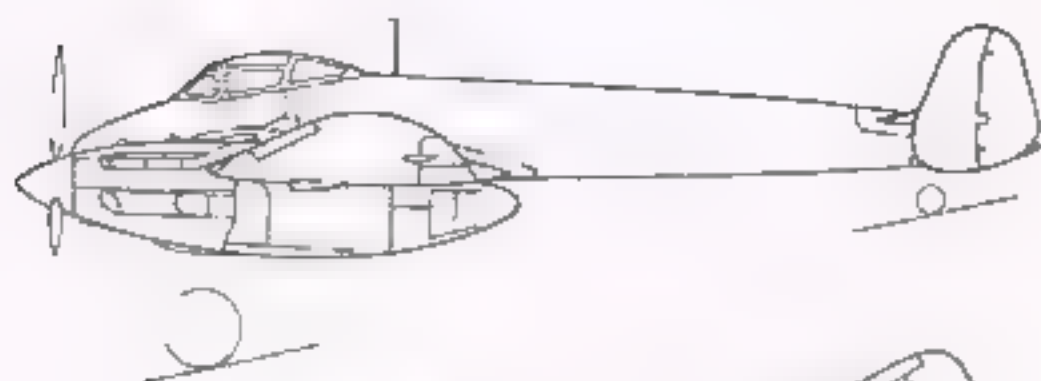
Skrzydła dwudźwigarowe z 1-czynnikowym sterem i klapami, sześciopłetwymi.

Usterzenie pionowe zdwojone

Podwozie trójkołowe z kołami osłonowymi, wciągane (koła główne w górze, koła silnikowe, ogonowe — w kadłubie).



DIS z silnikami ASz-82F



DIS z silnikami AM-35A

Zespół napędowy

W projekcie przewidywane dwa silniki AM-37 (moc startowa 1044 kW). W dwóch zbudowanych egzemplarzach DIS silniki AM-35A (1007 kW) lub ASz-82F (1380 kW). Paliwo w sześciu zbiornikach: 4 skrzydłowych i 2 kadłubowych za kabiną pilota.

Uzbrojenie

Prototyp z silnikami AM-35A uzbrojony w jedno działko WJa kal. 23 mm, 2 km BS kal. 12,7 mm oraz 4 km Sz/KAS kal. 7,62 mm umieszczone poza dyskami śmigła. W przedniej części kadłuba i skrzydła. Dzięki temu duże skupienie ognia. Drugi prototyp: 2 km BS oraz 4 km Sz/KAS wbudowane na stałe i dodatkowo możliwość podwieszenia zasobnika z dwoma działkami WJa. Zamiast tego możliwe podwieszenie ciężkich bomb (1000 kg) lub torpedy, a po bokach końcowej części kadłuba – montowanie dwóch rakiet RS-82 odpalanych do tyłu.

Dane samolotu DIS z silnikami AM-35A (w nawiasie dane obciążeniowe prototypu z silnikami ASz-82F)

Długość samolotu	10,875 m (11,85 m)
Rozpiętość	15,1 m (15,1 m)
Masa pusta	1920 kg
Masa startowa	8060 kg (8000 kg)
Prędkość maksymalna	610 km/h na wysokości 6800 m (604 km/h na wysokości 5000 m)
Pulap	10 900 m (9800 m)
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m	55 s (60,3 m/s)
Zasięg	2350 km (2500 km)

MiG-9M-82, I-211

MiG-9M-82 to samolot myśliwski powstał pod koniec roku 1941 przez zamontowanie silnika M-82A na serijnym MiG-3. Zbudowano 5 egzemplarzy. Kolejny wariant I-211 (tj. MiG-9F) powstał w lutym 1943 r. w 10 egzemplarzach.

Platowiec

Kadłub – powozie MiG-9M-82 przejęte niemal bez zmian z serijnego MiG-3. Nieco ulepszony spawany szkielet kadłuba. Jego część tylna i połączenie kadłuba ze skrzydłem.

Skrzydło jak w MiG-3, opuszczone o 10 cm i sterzenie również z MiG-3, jedynie w sterze kierunku dodana kompensacja masowa. W samolocie I-211 rozszerzony kadłub, by lepiej dostosować go do silnika gwiazdowego. Aby poprawić wyważenie silnik przesunięty znacząco do przodu. Kabina cofnięta do tyłu, wloty powietrza chłodnicy olejowej przemieszczone do nasady skrzydła, poprawiony kształt usterzenia. Zmiany te pozwoliły na ulepszenie aerodynamiki i uszczelnienia płatowca.

Zespół napędowy

Silnik gwiazdowy M-82A o mocy startowej 1268 kW, na wysokości 6500 m moc 997 kW, Śmigło AW5-127 o średnicy 3,0 m. W samolocie I-211 ulepszony wariant silnika ASz-82F o mocy odpowiednio, 1380 i 1067 kW.



I-211

Uzbrojenie

Pierwszy egzemplarz MiG-9M-82 uzbrojony w 3 km UBS i 2 km S/KAS umieszczone symetrycznie po stronie kadłuba. Pozostałe egzemplarze – tylko 3 UBS po 200 naboi na każdy, Celownik PRP-1A I-211 – dwa działka SzWAK

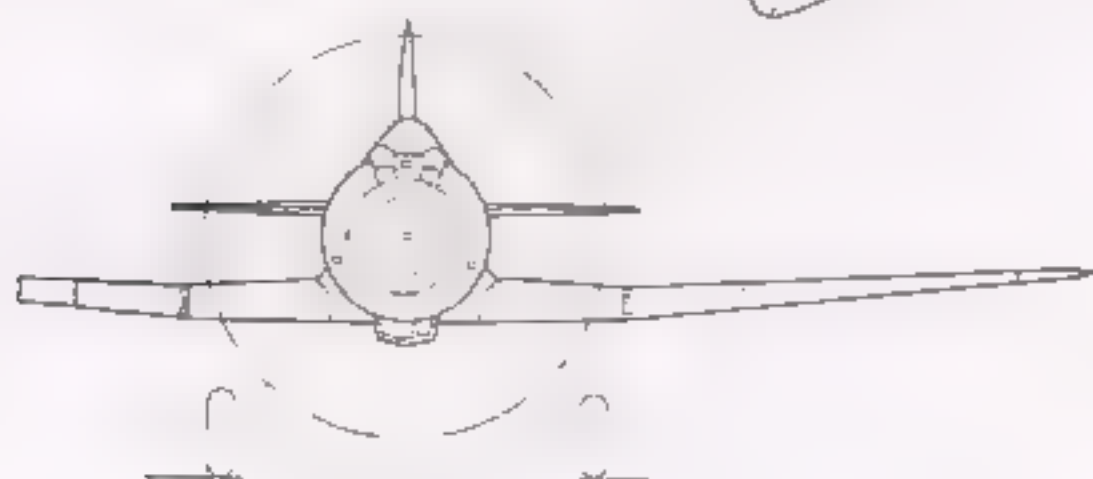
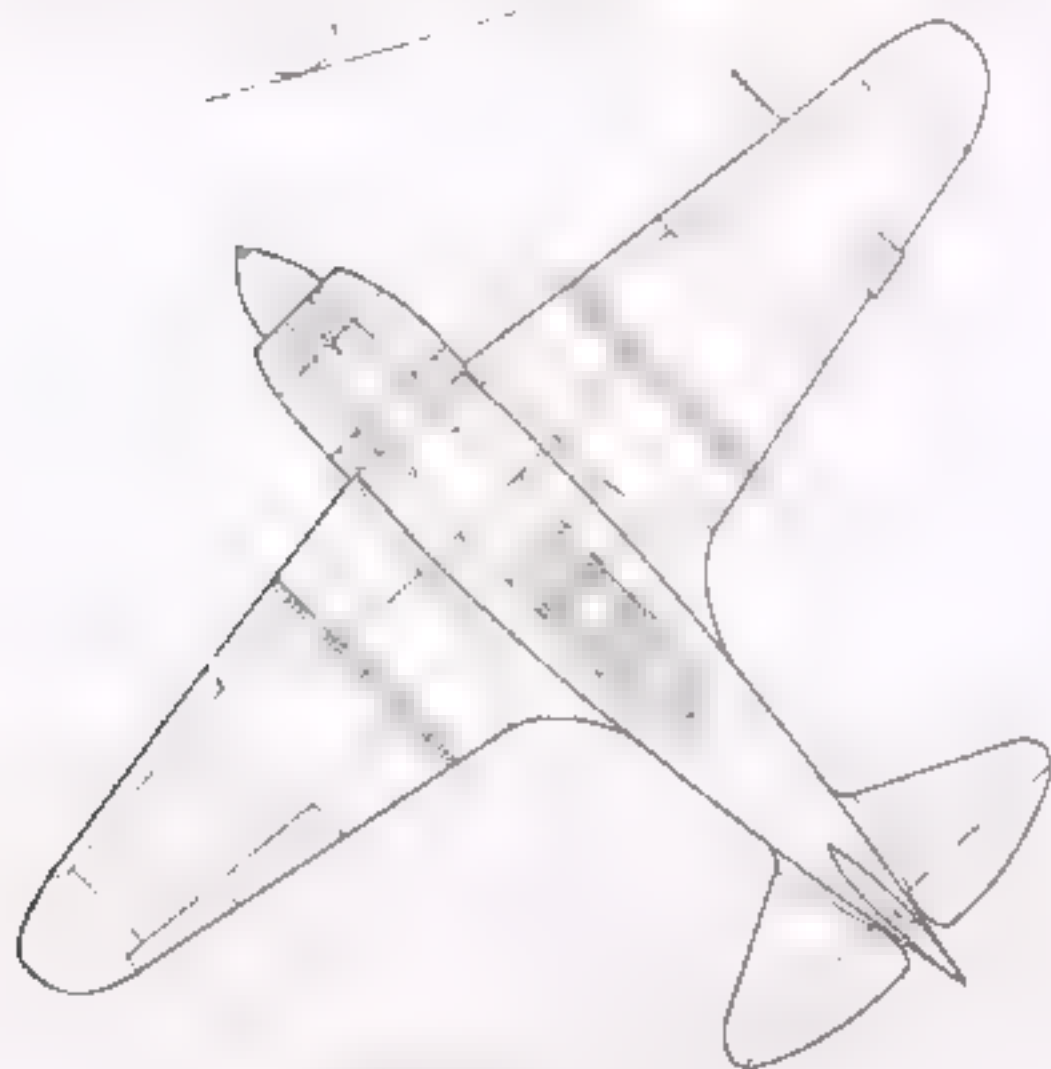
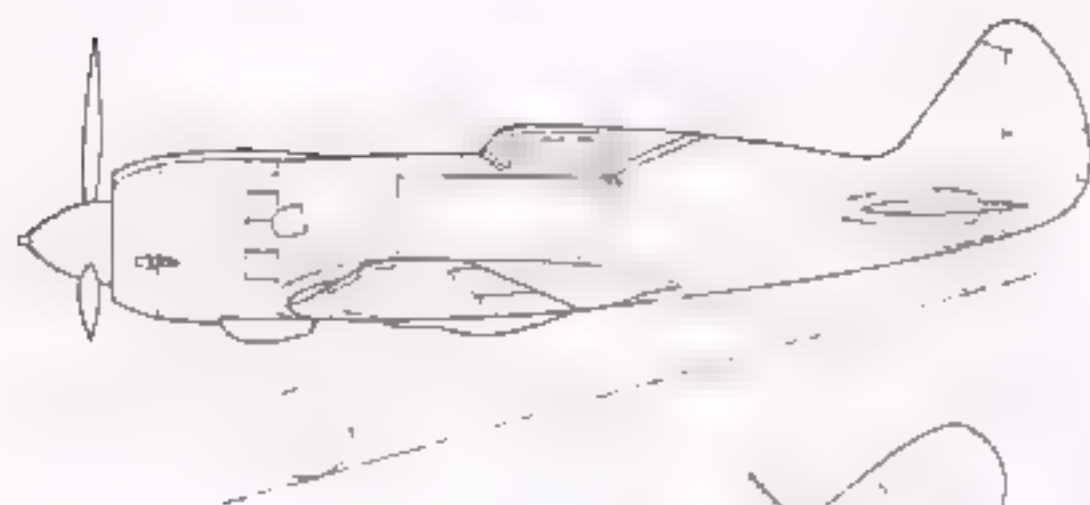
Wposażenie

W samolocie MiG-9M-82: radiostacja RSI-4, urządzenie dźwiękowe KPA-301s, kompas KI-10, wysokościomierz dwuwskazówkowy do 10000 m, wskaźnik prędkości do 800 km/h US-800, zkręcomierz, Pionier, wskaźnik War-30, rakietnica KP-3, akumulator LA-5, prądnicę GS-350F itd.

DANE SAMOLOTÓW MiG-9M-82 ORAZ I-211

Samolot	MiG-9M-82 ^{a)}	I-211
Długość [m]	8,0773	7,95 ^{a)}
Rozpiętość [m]	11,2	10,2
Powierzchnia nośna [m ²]	17,44	17,44
Masa własna [kg]	2720	2590
Masa pełna [kg]	463	385
Masa startowa [kg]	4482	3100
Prędkość maksymalna nad ziemią [km/h]	475	
Prędkość maksymalna [km/h]	565	670
na wysokości [km]	6,15	7
Prędkość praktyczna [m/s]	8700	1300
Czas wznoszenia na wysokość 4000 m [min]	6,7	4,0
Zasięg [km]		1140
Prędkość lądowania [km/h]	146	
Długość rozbiegu [m]	410	
Długość dobiegu [m]	535	

^{a)} Dane z prób państwowych egzemplarza MiG-9M-82-02



МиГ-9М-82

I-230, I-231

Samolot myśliwski wysokościowy bezpośrednia kontynuacja MiG-3 I-230 zbudowany w kilku egzemplarzach w roku 1943 (inne nazwy samolot D MiG-3L od uluczszenny). Jego rozwinięcie to doświadczalny I-231 (2D).

Platowiec

Jednomiejscowy jednosilnikowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej. Kadłub całkowicie drewniany o uproszczonej w stosunku do MiG-3 technologii. Nierozdzzielny, o konstrukcji skorupowej. Kabina pilota o poprawionej widoczności powierzchnia oszklenia powiększona. Zamiast klasycznego drążka sterowego drążek mieszający też przycisk radiostacji, spust działek i dźwignię hamulca.

Skrzydła jednodźwigarowe z dźwigarem metalowym i sterzenie poziome w porównaniu z MiG-3 podniesione o 20 cm w I-231 ponownie opuszczonej. Podwozie o ulepszonej konstrukcji.

Zespół napędowy

W samolocie I-230 silnik AM-35A produkowany z wykorzystaniem części silnika AM-38F. Moc startowa 1007 kW. W I-231 silnik AM-39 o mocy startowej 1268 kW (na wysokości 7100 m moc 970 kW). Jeden miękki zbiornik paliwa między silnikiem a kabiną pilota.

Uzbrojenie

2 działka 52WAK kal. 23 mm nad silnikiem synchronizowane. Zapas 370 naboju.



I-230



Samolot	I-220	I-231
Długość [m]	8,62	8,62
Rozpiętość [m]	10,2	10,2
Powierzchnia nośna [m ²]	17,44	17,44
Masa własna [kg]	2612	2700
Masa pusta [kg]	324	333
Masa startowa [kg]	3260	3287
Prędkość maksymalna przy ziemi [km/h]		
Prędkość maksymalna [km/h]	656	707
na wysokości [km]	7	7,5
Prędp praktyczny [m]	11 900	11 400
Czas wznieszenia na wysokość 5000 m [min]	5,2	4,5
Zasięg [km]	1700	1500

I-220

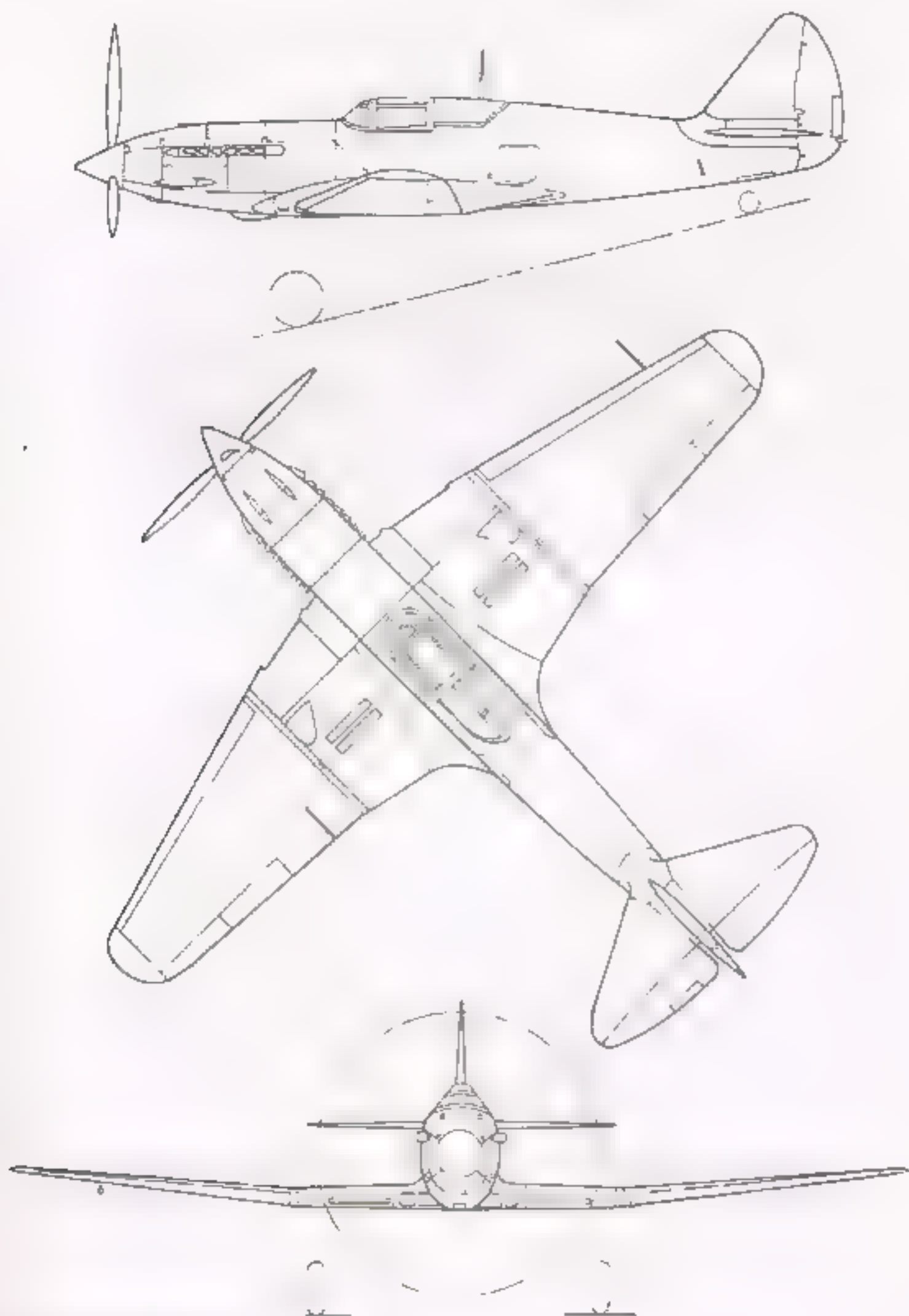
Samolot myśliwski wysokościowy zbudowany pod koniec 1943 roku. Pierwszy egzemplarz (z silnikiem AM 38F) oblatany w styczniu 1944 r. drugi (z silnikiem AM 39) – w lipcu 1943 r. Nazywany także samolot A lub MiG-11.

Platowiec

Jedynym sowa jednosilnikowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej. Szkielet kadłuba w części przedniej – krzemieniec z rur stalowych, części tylna – drewniana. Kabina pilot. umieszczona



I-220 z silnikiem AM-39



I 220 z silnikiem AM-39

w środku ciężkości samolotu bezpośrednio za silnikiem, oddzielona od niego przegrodą przeciwpożarową (duraluminium i azbest). Przednia szyba osłony kabiny ze szkła pancernego.

Skrzydła trójdzielne z dźwigarami metalowymi o znacznie większej rozpiętości niż w MiG-3. Krawędź natarcia o niewielkim skosie, krawędź spływu — prosta. Słoty i kłapy na całej rozpiętości skrzydeł. Sterzenie całkowicie metalowe, w celu uproszczenia produkcji budowane z rozłącznych części.

Zespół napędowy

Silnik rzędowy AM-39 chłodzony cieczą o mocy 1268 kW. Ponieważ był to silnik doświadczalny, przewidziano możliwość montowania seryjnego silnika AM-38F. Przez pewien czas stosowany także doświadczalny silnik AM-37. Rozmieszczenie chwytów powietrza, chłodnic cieczy i oleja zgodne z wymogami aerodynamiki — w centropłacie. Zbiornik paliwa w kadłubie, miękkie umieszczony za kabiną pilota, dwa miękkie zbiorniki w zewnętrznych częściach skrzydeł.

Uzbrojenie

4 działka SzWAK kal. 20 mm (600 naboi). Pierwszy egzemplarz (z silnikiem AM-38F) — 2 działka.

Dane samolotu I-220 z silnikiem AM-39 (w nawiasie z silnikiem AM-38F)

Długość	9,50 m
Rozpiętość	11,0 m
Powierzchnia nośna	20,44 m ²
Masa pusta	346 kg
Masa startowa	3730 kg (3574 kg)
Prędkość maksymalna przy ziemi	571 km/h (572 km/h)
Prędkość maksymalna	697 km/h na wysokości 7800 m (652 km/h na wysokości 2600 m, 11 000 m (9500 m)
Pałap praktyczny	
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m	4,5 min (4,6 m)
Zasięg maksymalny	630 km (960 km)

Dane samolotu I-220 z silnikiem AM-39 z prob fabrycznych. W czasie prob państwowych ze skrzydłami o rozpiętości zwiększonej do 12 m osiągnięto: np. prędkość przy ziemi 550 km/h, a prędkość na wysokości 6800 m — 668 km/h.

I-221, I-222, I-224, I-225

Doswiadczalne samoloty myśliwskie. Pierwszy prototyp, wysokociowy myśliwiec przechwytyjący I-221 (samolot 2A) oblatany 2 grudnia 1943 r., kolejne: I-222 (samolot 3A) — 7 maja 1944 r., I-224 (samolot 4A) — jesienią 1944 r., myśliwiec frontowy I-225 (samolot 5A) — 14 marca 1945 r. Samoloty 2A oraz 3A nazywano także MiG-7. Opis dotyczy I-222.

Platowiec

Jedyniemiejscowy jednosilnikowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej. Tylna część kadłuba i zewnętrzne części skrzydeł drewniane. Powierzchnia przekroju kadłuba 10 m² wraz z kabiną.



I-222

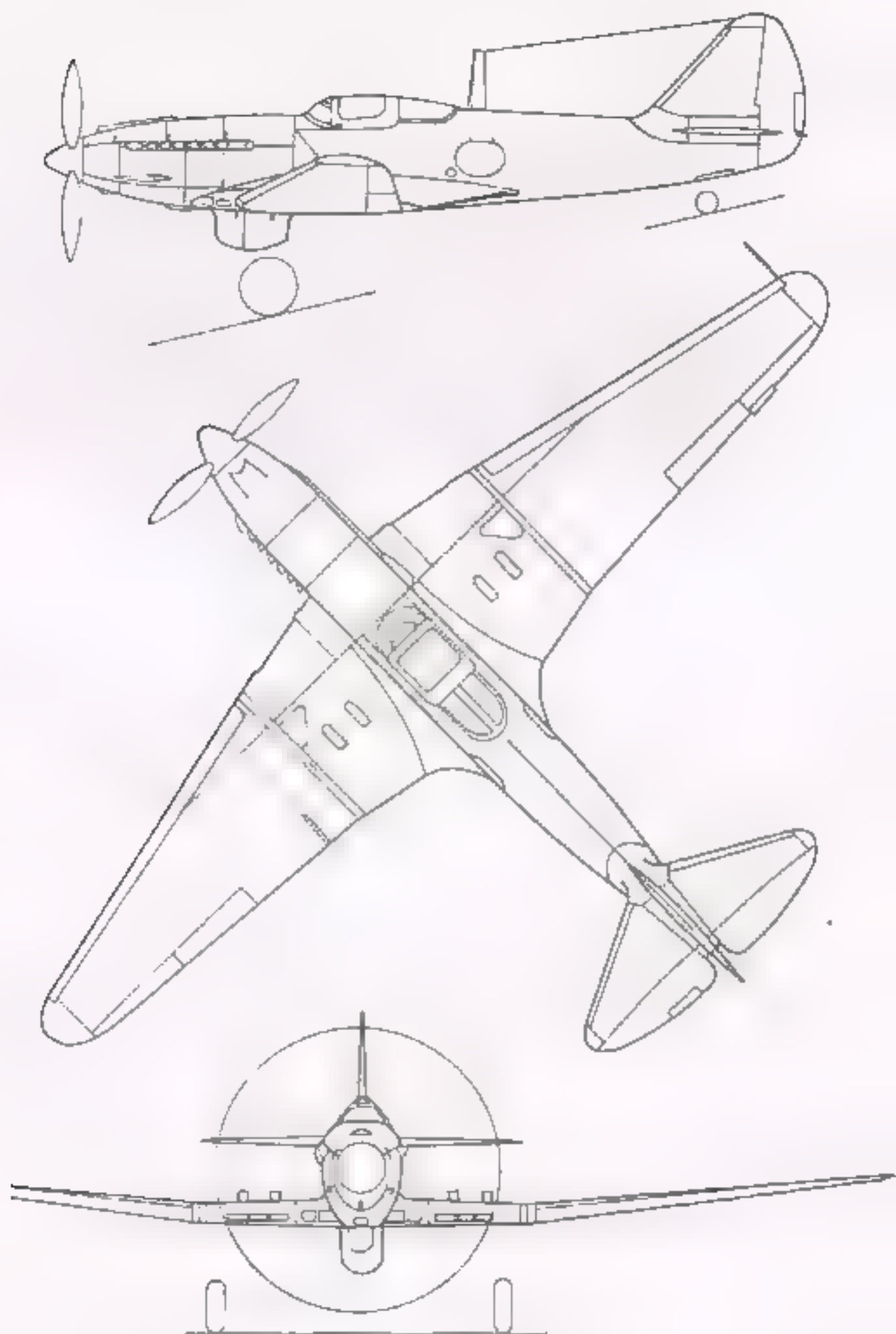
14 m. Kabina pilota przesunięta do przodu, przednią tylną szybą pancerną oraz pancerzeniem oparcia siedzenia. W samolotach I-221 oraz I-225 kabina niehermetyczna. Skrzydła o dużym wycieku 75 proc. NACA 2414-10 skrzydło nieprawydołowane. W samolocie I-225 skrzydła o mniejszym rozkroku. Usterzenie klasyczne, powierzchnia sterowania poziomego 3,34 m², pionowego 20,1 m². Podwozie trójkółowe z kółkiem ogonowym wciągane w locie. Koła główne 650 x 180 mm, ogonowe 350 x 135 mm. Rozstaw kół podwozia głównego 3,652 m.

Zespół napędowy

Silnik AM-39B-1 z dwiema sprężarkami turbiniowymi 1K 2B. Moc startowa silnika 417 kW, na wysokości 6500 m – 1216 kW, na wysokości 13 200 m – 1367 kW. Masa silnika 1643 kg.

DANE SAMOLOTÓW A

Samolot	I-221	I-222	I-224	I-225
Długość [m]	9,55	9,60	9,50	9,51
Rozpiętość [m]	13,0	13,0	13,0	13,0
Powierzchnia nośna [m ²]	22,38	22,38	22,38	20,44
Masa startowa [kg]	3800	3790	3745	3978
Prędkość maksymalna [km/h]	690	691	693	726
na wysokość [km]	7	13,1	13	10
		682	574	560
		6,7	0	0
Pałap [m]	13 000	14 500	14 100	12 600
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m [min]	4,6	5,5	4,8	4,0
Zanęg [km]	1000	1000	1400	1300
Prędkość lądowania [km/h]		169		



1-224

sprężarką 85 kg czterołopatowego śmigła AW-9L 76 190 kg. Miękki zbiornik paliwa za kabiną pilota, chłodnica cieczy i oleju w skrzydle, pod kadłubem chłodnica powietrza do sprężarki. W samolocie I-221 silnik AM-39A ze sprężarkami TK-2B, śmigło trojłopatowe, brak chłodnicy powietrza pod kadłubem. W samolocie I-224 silnik AM-39FB, dwie turbosprężarki TK-300B, śmigło AW-9L-22B z czterema bardzo szerokimi łopatkami (40 cm). W samolocie I-225 silnik niewysokociowy AM-42B o mocy startowej 1641 kW i dwie sprężarki TK-1A.

Uzbrojenie

Samolot I-221 1 km U-B oraz 2 km SzK AS. Samoloty I-222 oraz I-224 — 2 działka SzWAK kal. 20 mm z zapasem 200 naboj. Samolot I-225 — 4 działka

I-250

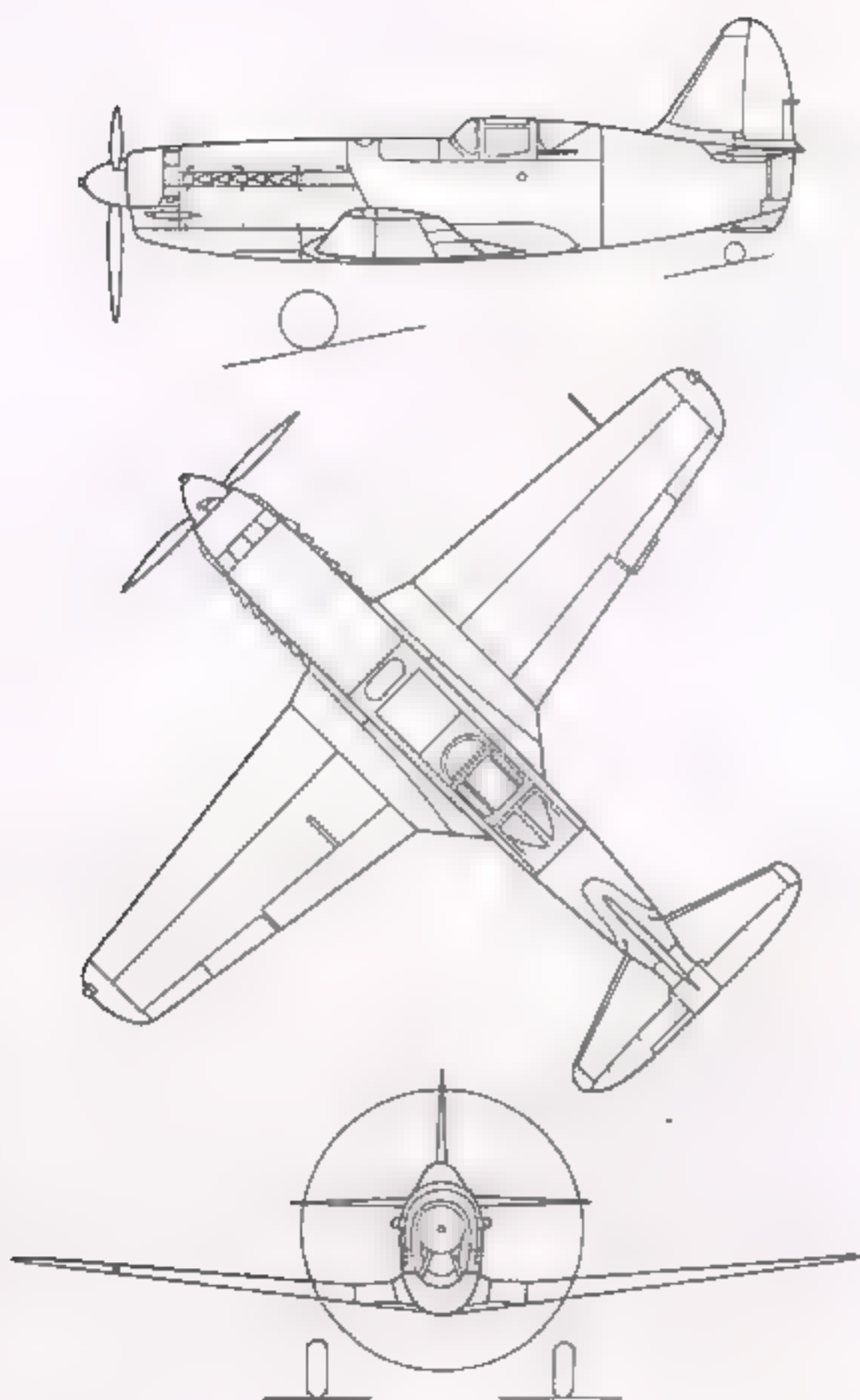
Samolot myśliwski. Pierwszy egzemplarz oblatany 3 marca 1945 r. produkcja seryjna rozpoczęta w drugiej połowie 1945 r. Zbudowano 50 egzemplarzy. Nazywany także MIG-13 lub N.

Platowiec

Jednomiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat w układzie klasycznym. Kadłub o przekroju owalnym. W części przedniej silnik tłokowy, chłodnice wody i oleju oraz zbiornik paliwa. Z tyłu kabina pilota, a pośrodku pionowy rury dysza wylotowa przyspieszacza odrzutowego. Powietrze prowadzone od wlotu w przodzie poprzez dolną część kadłuba, pod silnikiem tłokowym i kabiną pilota do sprężarki. Na jednym z egzemplarzy seryjnych kanał powietrza poprowadzony z boku kadłuba. Kabina pilota chroniona z przodu i z tyłu szkłem kłopotopornym o grubość 64 mm, za fotelami pokał pancerna 8 mm.



I-250-02



I-250-01

Skrzydła dwudźwigarowe ze wznosem $+3,5^\circ$. Profil w nasadzie skrzydeł CAGI 1A10, na końcach LW10 o większej grubości względnej. Kształt skrzydeł trapezowy z rozszerzeniem przy kadłubie. Kłapy i lotki zwykłe. Skrzydła mocowane do kadłuba w 4 punktach.

Usterzenie pionowe stopniowo powiększane w trakcie prob (na pierwszym egzemplarzu, I-250-01 stosunkowo najmniejsze, w samolotach seryjnych — największe).

Podwozie wciągane, z kółkiem ogonowym. Koła główne 650×200 mm wciągane za pomocą mechanizmu hydraulicznego w skrzydła (w kierunku do wewnątrz). Kółko ogonowe 300×125 mm wciągane do owiewki pod tylną częścią kadłuba. Pokrywy podwozia zamykane także przy wysuniętych gołeniach, co zabezpieczało mechanizmy przed dostaniem się zanieczyszczeń podczas działań z lotnisk gruntowych.

Zespół napędowy

Silnik kombinowany WK-107R składający się z przerobionego silnika tłokowego (chłodzonego cieczą, 12-cylindrowego) WK-107A oraz silnika odrzutowego WRDK (wzruszno-reaktywny dwigat el kompresorowy), nazywanego także popularnie przyspieszczem Chorszczewnikowa. Śmigło trójęopłatowe o małej średnicy, dysza wylotowa silnika odrzutowego o regulowanej powierzchni przekroju poprzecznego. Moc startowa silnika tłokowego 1230 kW, na wysokości 7000 m — 1081 kW. Ciąg silnika odrzutowego na wysokości 7000 m i przy prędkości 820 km/h — 4,3 kN, łącznie przeliczeniowa moc zespołu napędowego 2088 kW. Oba silniki pracujące na wspólnym paliwie, benzynie lotniczej — B-78. Zapas paliwa w ilości 780 dm^3 umieszczony w jednym kadłubowym i sześciu skrzydłowych zbiornikach.

Uzbrojenie

W pierwszych egzemplarzach działko kal. 20 mm strzelające przez piastę śmigła oraz dwa synchronizowane km ka. 12,7 mm po bokach przedniej części kadłuba. Karabiny maszynowe zastąpiono następnie działkami, a ostateczny wariant uzbrojenia to 4 działka B-20 kal. 20 mm. Celownik optyczny, kolimatorowy.

Dane pierwszego egzemplarza samolotu I-250 (w nawiasie osiągi z wyłączonym przyspieszczem)

Długość	8,185 m
Rozpiętość	9,50 m
Powierzchnia nośna	15 m^2
Masa własna	2935 kg
Masa startowa	3680 kg
Prędkość maksymalna na wysokości 7800 m	825 km/h (677 km/h)
Pułap	11 900 m (10 500 m)
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m	3,9 min (4,6 min)
Zasięg	— (1818 km)

„Utką”

Samolot eksperymentalny do badania układu „kaczka”, skrzydeł skosnych i trójkątowego podwozia z kołem przednim. Później użytkowany jako dyspozycyjny. Zbudowany w jednym egzemplarzu, oblatany pod koniec roku 1945. Próby zakładowe trwały do lata 1946 r. Nazywany także MiG-8.



„Uika” w końcowej postaci

Platowiec

Całkowicie drewniany gornopłat z zastrzałami w układzie krzyżka. Kadłub o konstrukcji półskorupowej: szkielet z sosny, pokrycie sklejkowe. Część przednia wydłużona o małym przekroju. Część tylna płynnie przechodząca w obudowę smyka, kończąca się kolpakami smigła. Kabina trzymieścowa (pilot i dwóch pasażerów), zakryta. Drzwi wejściowe z lewej strony kadłuba. Dzięki kładowi samolotu widoczność z kabiny doskonała. Tablica przyrządów typowa, przejęta z samolotu Po-2.

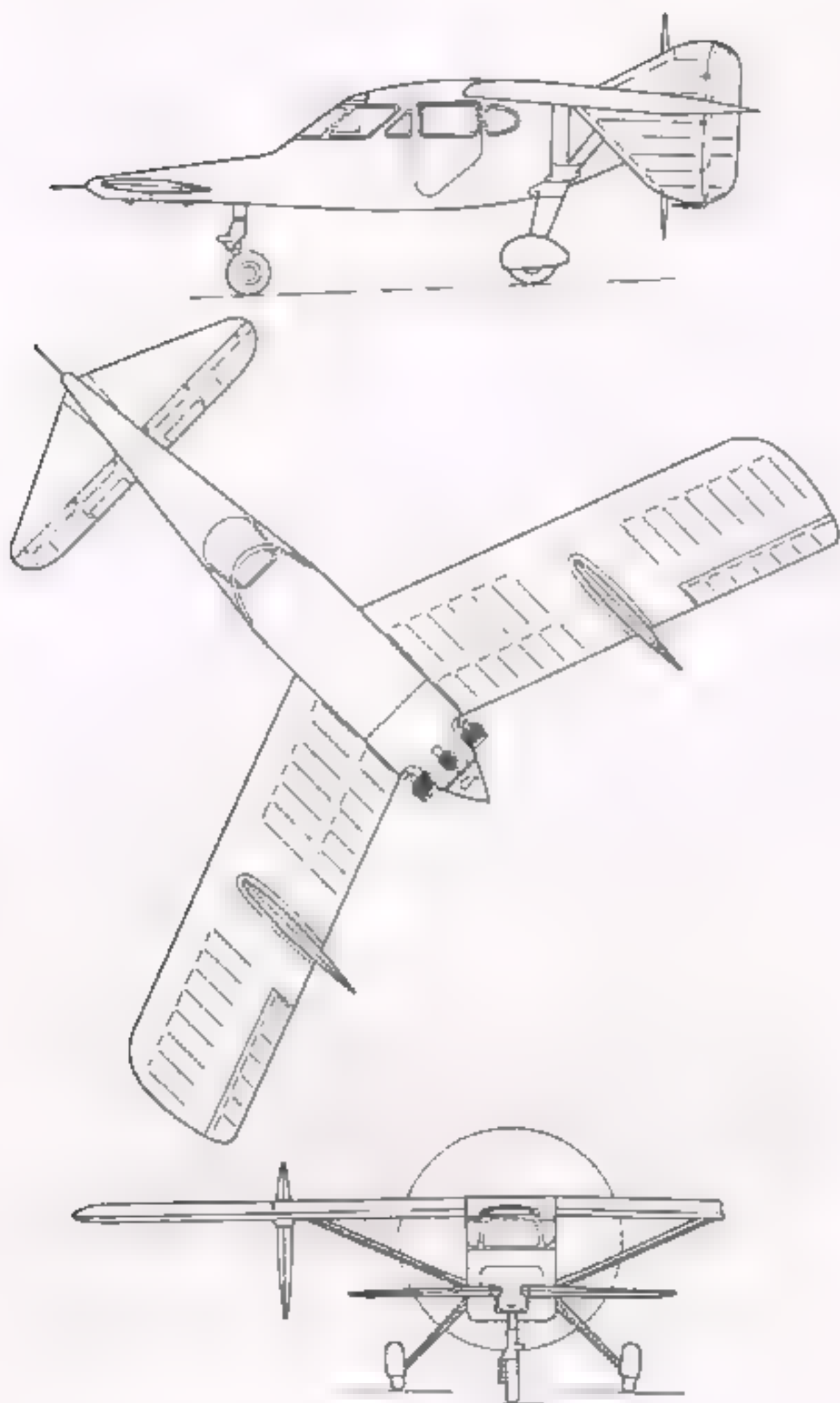
Skrzydła drewniane, kryte płótnem, dwudzioparowe. Skos 20°, stała cęćwa o długości 1,58 m, profil Clark YH o grubości 12°. Początkowo skrzydła bez wzniosu, następnie wznios ujemny -1° , potem -2° , a także zagięte ku dołowi końcówki skrzydeł. Przy końcach skrzydeł siatki ze stałą szeczną, w trakcie prób usunięte. Łatki o szkieletach duralowych, kryte płótnem.

Usterzenie poziome z przodu samolotu, kąt natarcia 3° . Usterzenie pionowe – dwie trójkątne płyty na skrzydłach (początkowo na ich końcach, następnie przeniesione do połowy długości). Wycienienie steru wysokości $+25^\circ$. Stateczniki drewniane, ster duraluminiowy, całość kryta płótnem.

Podwozie stałe, trójkątowe z kołem przednim o rozmiarach 300×150 mm, kołami głównymi 500×150 mm. Zimą przewidywane zakładanie nart. Amortyzacja oleowo-powietrzna. Koła główne oporofowane, wyposażone w hamulce pneumatyczne.

Zespół napędowy

Silnik gwiazdowy 5-cylindrowy M-11F o mocy 82 kW, ze smigłem pełną gęśnią o stałym skoku. Śmigło drewniane, dwułopatowe o długości 2,35 m. Dwa duraluminiowe zbiorniki paliwa w nasadach skrzydeł.



„Uika” po p.erwszych przeróbkach

Dane samolotu „Lilka”

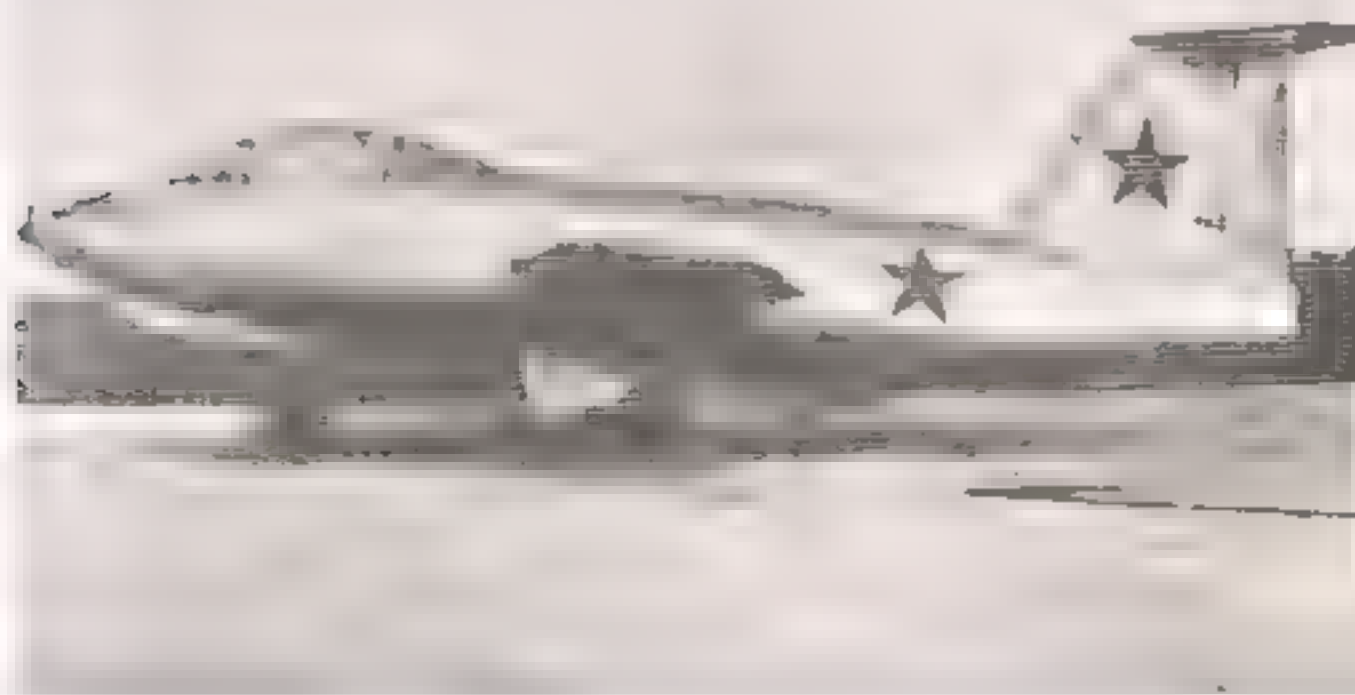
Długość	6,995 m
Rozpiętość	9,5 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,50 m
Rozstaw koł	2,50 m
Powierzchnia nosna	15,3 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,7 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	3,5 m ²
Masa własna	642 kg
Masa paliwa i oleju	140 kg
Masa startowa	1 560 kg
Prędkość maksymalna	256 km/h
Długość rozbiegu	238 m

1 270

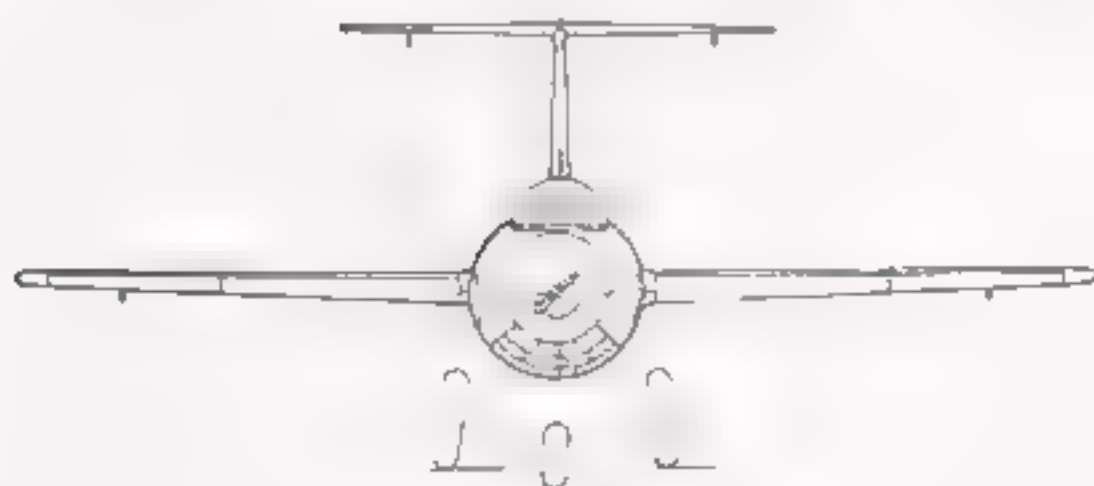
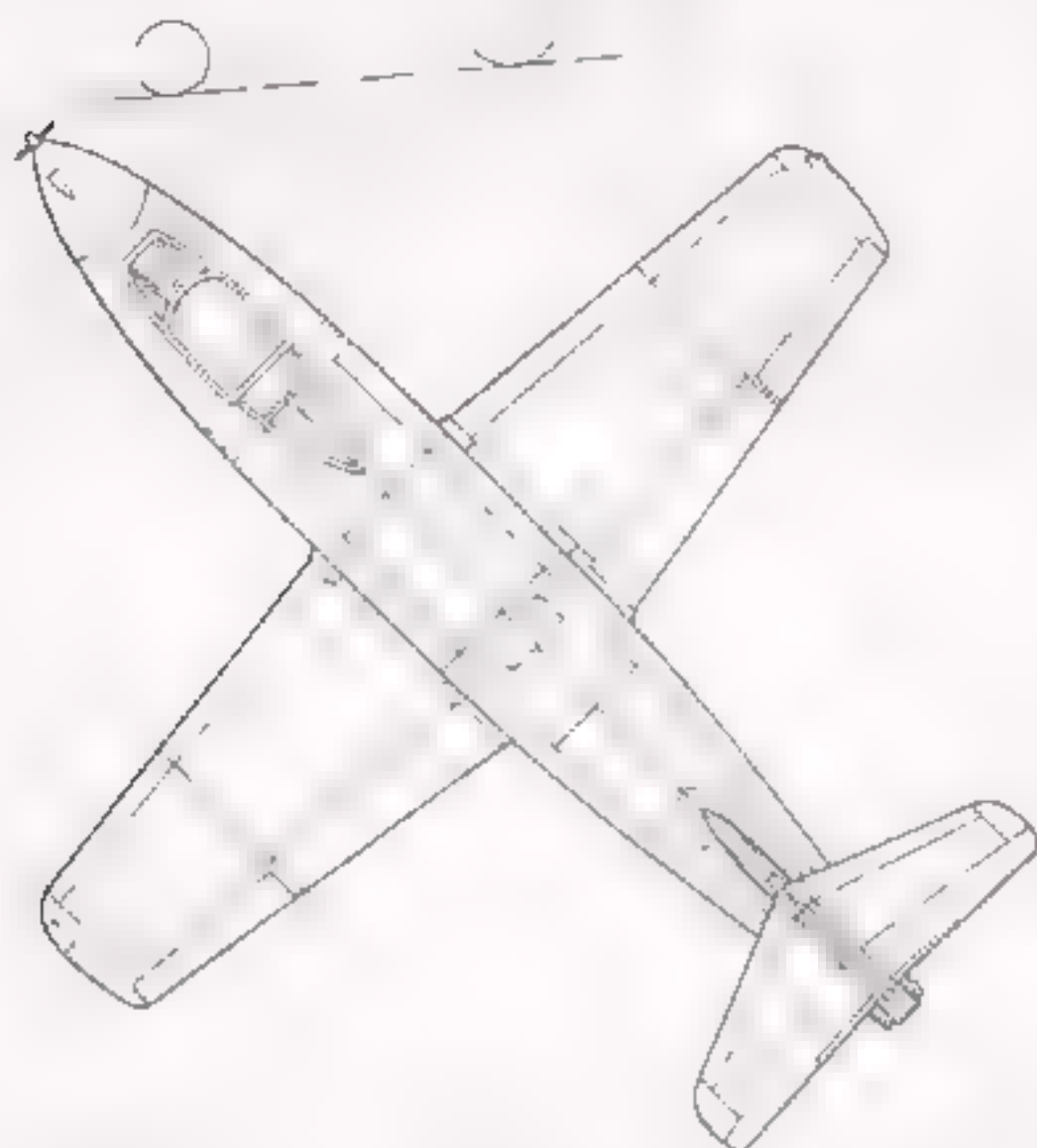
Eksperymentalny, nielocowy samolot przechwyty. Latem 1946 r. projekt ze skrzydłami skosnymi, w dwóch zbieżnych czołach, skrzydła proste. Pierwszy lot latem 1947 r.
Inna nazwa — samolot 2

Platowiec

Jednomiejscowy, całkowicie metalowy samolot z silnikiem w układzie Lery T. Kadłowieczki, w kształcie ogona, przechwyty. Kadłowieczki, w kształcie ogona. Przechwyty.



1 270



kabiną płytą pancerną 8 mm. Skrzydła trapezowe, cienkie o niewielkim wydłużeniu i profilu laminarnym. W projekcie kąt skosu skrzydeł 20°. Usterzenie w układzie T, ze skosnym statecznikiem poziomym (kąt skosu 20°). Podwozie trójkołowe z kołem przednim, wciągane w kadłub.

Zespół napędowy

Silnik rakietowy dwukomorowy RD-2M-3W o ciągu 3,9 kN lub 14,2 kN, zależnie od rodzaju komory spalania. Paliwo (nafta) i utleniacz (kwas azotowy) o łącznej masie 2120 kg umieszczone w zbiornikach kadłubowych. Czas pracy silnika odpowiednio 9 min 3 s lub 4 min 15 s.

Uzbrojenie

Dwa działka NS-23 kal. 23 mm i 80 naboł, umieszczone w przodzie kadłuba, przed kabiną pilota.

Dane samolotu I-270

Długość	8,915 m
Rozpiętość	7,75 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,18 m
Powierzchnia nośna	12,0 m ²
Masa własna	1893 kg
Masa startowa	4120 kg
Prędkość maksymalna	do 1000 km/h
Pułap	18 000 m
Czas wznoszenia na wysokość:	
5000 m	1 min
10 000 m	2,37 min
15 000 m	3,03 min
Prędkość lądowania	168 km/h

MiG-9

Samolot myśliwski. Pierwszy prototyp, I-300 (F-1), oblatany 24 kwietnia 1946 r. Latem i jesienią 1946 r. wykonano serię wstępną 10 egzemplarzy, a następnie dalszych kilkadziesiąt. W 1947 r. rozpoczęła produkcja seryjna MiG-9 (samolot FR). Zaprojektowano lub także zbudowano wersje FT (MiG-9UTI, I-301T), FL (I-305), FP, FF (I-307), FN (początkowo oznaczany też I-320). Użytkowany przez kilka lat w jednostkach lotnictwa myśliwskiego ZSRR.

Płatowiec

Jednomiejscowy całkowicie metalowy średniopłat w układzie klasycznym. W celu uproszczenia produkcji samolot dzielił się na szereg osobno wykonywanych modułów. Kadłub polskorupowy konstrukcji klepanej, z pokryciem pracującym, łączony z dwóch części (przedniej i tylnej). Kadłub duralowy z dodatkową ochroną dolnej części przed gazami wylotowymi z silników przez ekran ze stali żaroodpornej (prześwit między pokryciem kadłuba a osłoną ok. 15 mm). Kabina pilota zwykła, jedynie na ostatnich MiG-9 hermetyczna z fotelem wyrzucanym. Osłona kabiny odsuwana do tyłu.



MiG-9 (F)

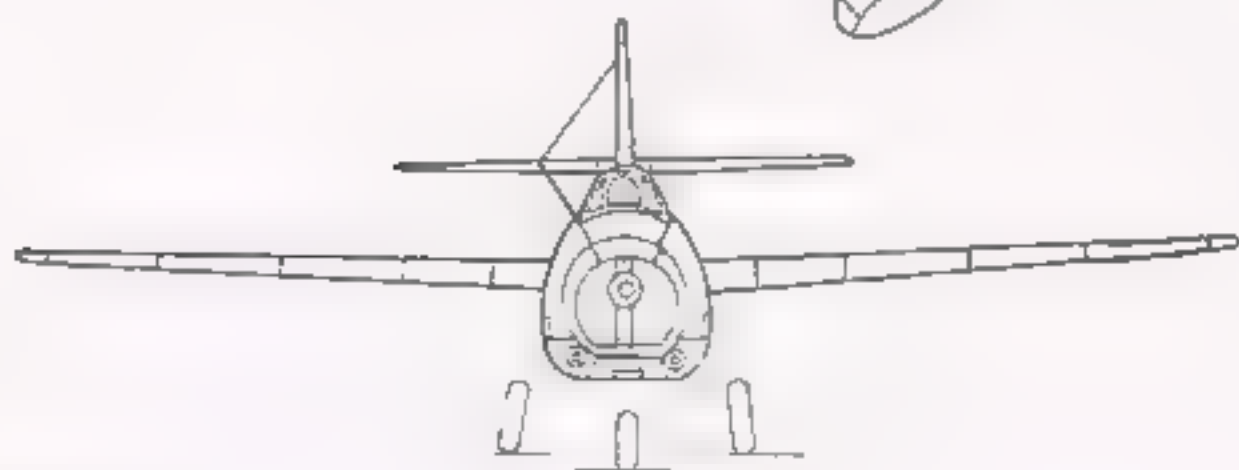
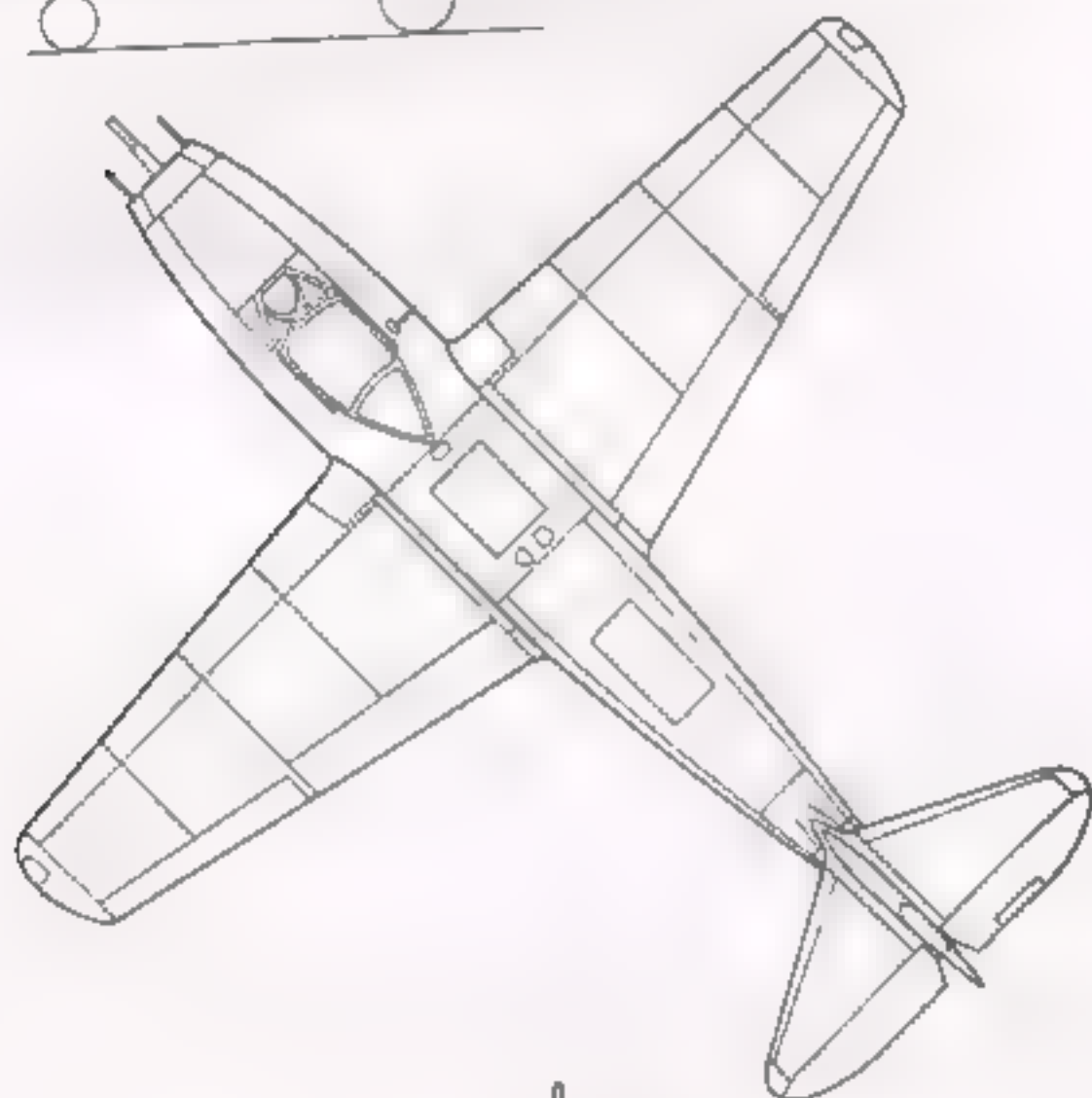
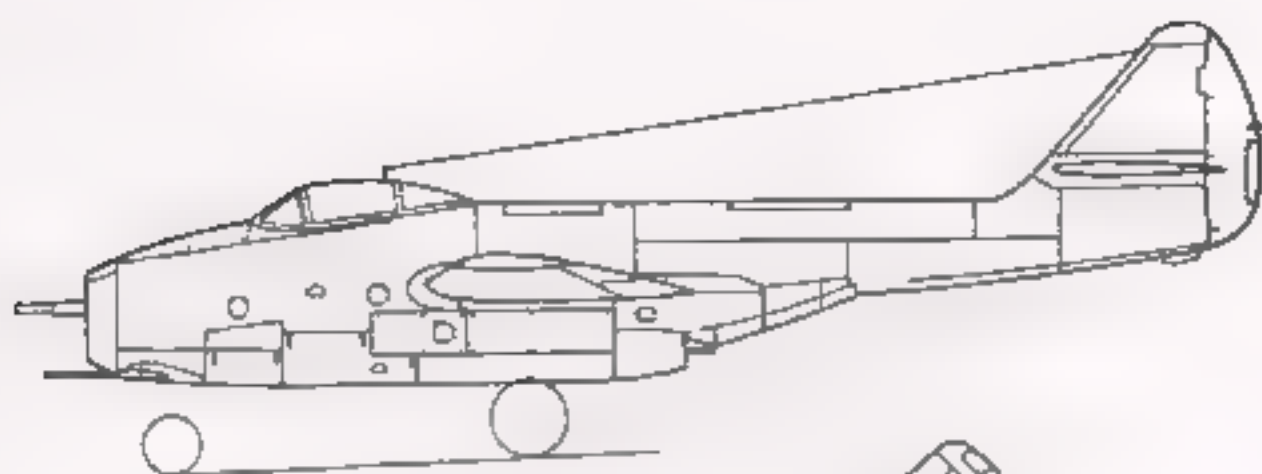
Skrzydła dwadziwigatowe o obrysie trapezowym, oddzielane tuż przy kadłubie. W przykadłubowej części wykorzystany profil CAGI 1A10 o małej średnicy nosnej, na końcach — profil nosny CAGI 1W10. Kłapy szczelinowe CAGI.

Usterzenie poziome wolnonosne (powierzchnia równa 20,6% powierzchni skrzydeł), lekko uniesione do góry. Usterzenie pionowe o powierzchni równej 14,7% powierzchni skrzydeł. Na wszystkich samolotach, oprócz F-1, statecznik pionowy o niewielkim przedłużeniu do przodu. Sterowanie samolotem mieszane: ręczne — sztywne nożne — elastyczne. Mechanizmy kłap i podwozia pneumatyczne.

Podwozie trójkółowe z kołem przednim, wciągane w locie. Golenie typu wahaczowego. Koło przednie miało hydrauliczny tłumik drgań „shimmy”. Rozstaw koł podwozia głównego 1,95 m, baza podwozia 3,155 m. Podwozie główne mocowane tuż przy kadłubie i składane na zewnątrz, do skrzydeł.

Zespół napędowy

Podstawowy napęd MiG-9 (F oraz FT) to dwa silniki RD-20F o ciągu po 7,8 kN, umieszczone obok siebie w dolnej części kadłuba. RD-20F miał siedmiosłopniową sprężarkę osiową i pojedynczą turbinę. Paliwo w czterech kadłubowych i sześciu skrzydłowych zbiornikach o łącznej pojemności 1595 dm³. Możliwość podwieszania dwóch zbiorników dodatkowych, po 260 dm³ każdy, na końcach skrzydeł. Warianty z innym silnikiem: prototypowe egzemplarze — silnik zdobyczny BMW 003 (7,8 kN), następnie RD-20 (7,8 kN), seryjne F R — dwa RD-21 o ciągu 9,8 kN każdy, samolot FF — dwa RD-21F o ciągu 10,3 kN (projekt), F1 — jeden TR 1 o ciągu 12,7 kN (zbudowany, lecz nie oblatany) oraz FN — jeden RR Nene-2 o ciągu 22,3 kN (budowy nie zakończono).



МiG-9 (F-1)

Uzbrojenie

Uzbrojenie standardowe MiG-9 – jedno działko N 37 (40 naboj) i dwa NS-23 (po 80 naboj). N-37 umieszczone na przegrodzie we wlocie powietrza, dwa NS-23 pod spodem przedniej części kadłuba (lufy wystające daleko przed kadłub). W wersji FR to samo uzbrojenie wmontowane w boki kadłuba, później N-37 zastąpiono dwoma NS-23. W zbudowanym w jednym egzemplarzu samolocie FP zamiast N-37 – działko N-57. W projektach FL oraz FN również jedno działko N-37 i dwa NS-23, lecz nieco inaczej rozmieszczone.

DANE SAMOLOTÓW MiG-9

Samolot	I-300 (FI)	MiG-9 (FI)	MiG-9 (FI)	MiG-9LT (FT)	MiG-9 (FR)	I-305** (FL)	I-307*** (FF)
Długość kadłuba [m]	9,75	9,75	9,75	9,83	9,83	10,88	9,83
Masa własna [kg]	3420	3330	3540	3584	3570		
Masa paliwa [kg]	1378	1334	1762**	847	1300	1300	
Masa startowa [kg]	4998	4660	5501**	4762	5070	4600	5117
Prędkość maksymalna [km/h]	911	910	910	910	965	900	950
Prędkość maksymalna na wysokości 0 m [km/h]	864	860					
Pełap praktyczny [m]	13 500	11 000	12 800	13 000	13 000	13 100	3 000
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m [min]	4,3	4,5	6,25**	5,0	2,7	4,86	2,9
Zasięg [km]	800	800	1100**			1140**	1120*
Długość trwania lotu [h]	1,4	1,4	1,75**	0,75	1,75**		
Prędkość lądowania [km/h]	170	170	180	170	170		
Długość rozbiegu [m]	760				700		
Długość dobiegu [m]	1060	1060			060		

Uwagi:

Dla wszystkich wersji rozpiętość 10,0 m, powierzchnia nośna 18,2 m², rozpiętość usterzenia poziomego 3,75 m, wysokość 3,225 m.

* Ze zbiornikami dodatkowymi

** Dane obliczeniowe

MiG-15

Samolot myśliwski. Pierwszy prototyp, I-310, oblatany 30 grudnia 1947 r. Od 1948 r. produkowany seryjnie, a następnie masowo. Podstawowe wersje rozwojowe to MiG-15bis oraz MiG-15UTI z 1949 r. Produkowane seryjnie również myśliwce towarzyszące MiG-15S oraz MiG-15bisS, rozpoznawczy MiG-15bisR, przechwytyjące MiG-15P i UTIMiG-15P. Istniało wiele doświadczalnych wersji. MiG-15. Produkcja seryjna i dalsze modyfikacje MiG-15 podjęto także w Polsce (Lim-1 i Lim-2), Czechosłowacji (S-102 i S-103) oraz w Chinach (J-2). Łącznie zbudowano wiele tysięcy samolotów MiG-15, użytkowanych w kilkudziesięciu krajach, w niektórych do dzisiaj. Opis dotyczy samolotu MiG-15 późnej serii produkcyjnej.

Płatowiec

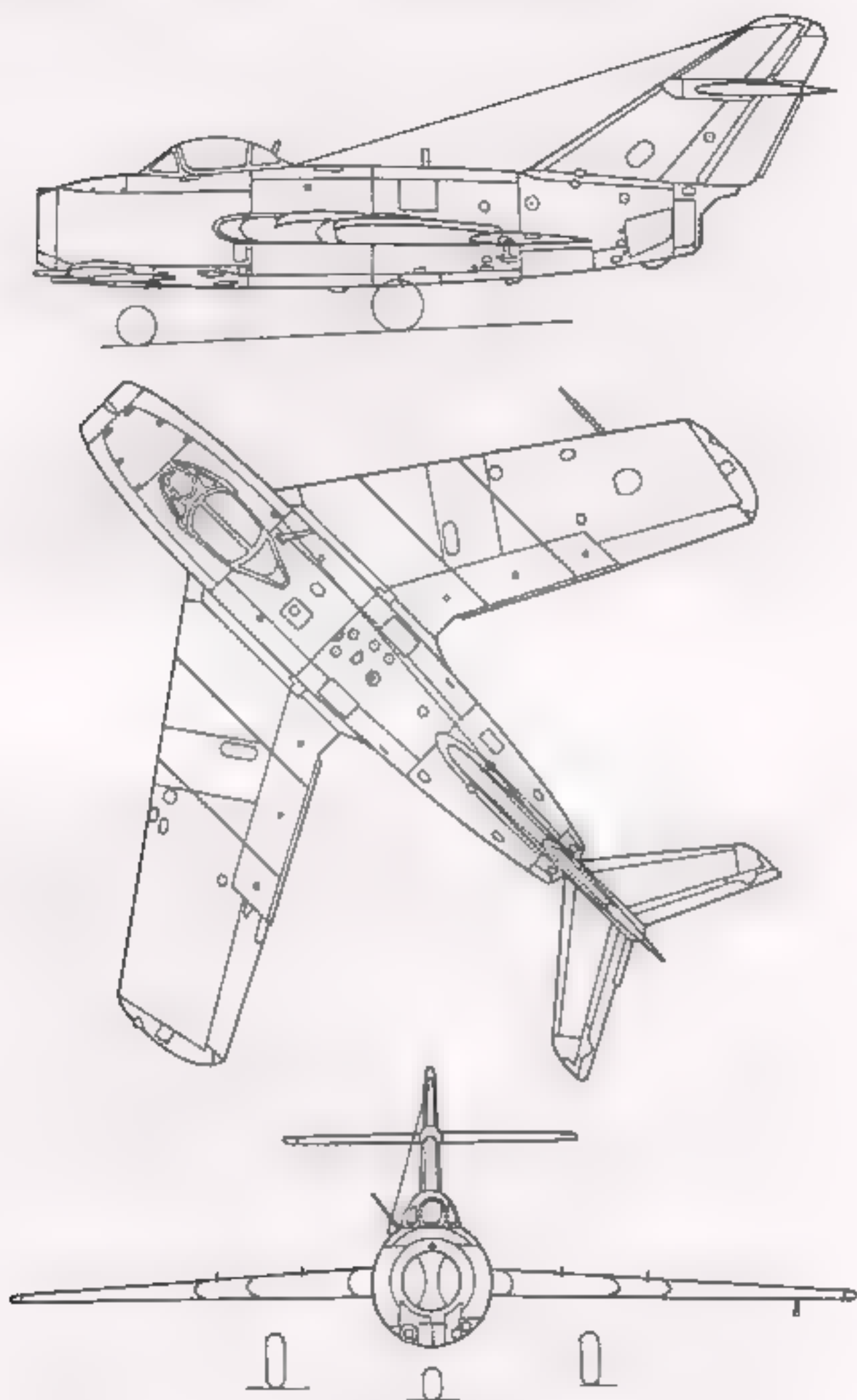
Jednomiejscowy średniopłat, całkowicie metalowy (duraluminium Dł6-T, węzły ze stali 30ChGSA). Kadłub w kształcie bryły obrotowej o konstrukcji półskorupowej, rozdzielany na część przednią i tylną między wręgami 13 oraz 14. Dzielenie kadłuba pozwala łatwo wymienić lub naprawić silnik. Przez przednią część kadłuba przechodzą dwa kanały prowadzące powietrze od wlotu do silnika. W przegrodzie wlotu powietrza – reflektor. Kadłub ma 28 wręg, 4 podłużnice przednie



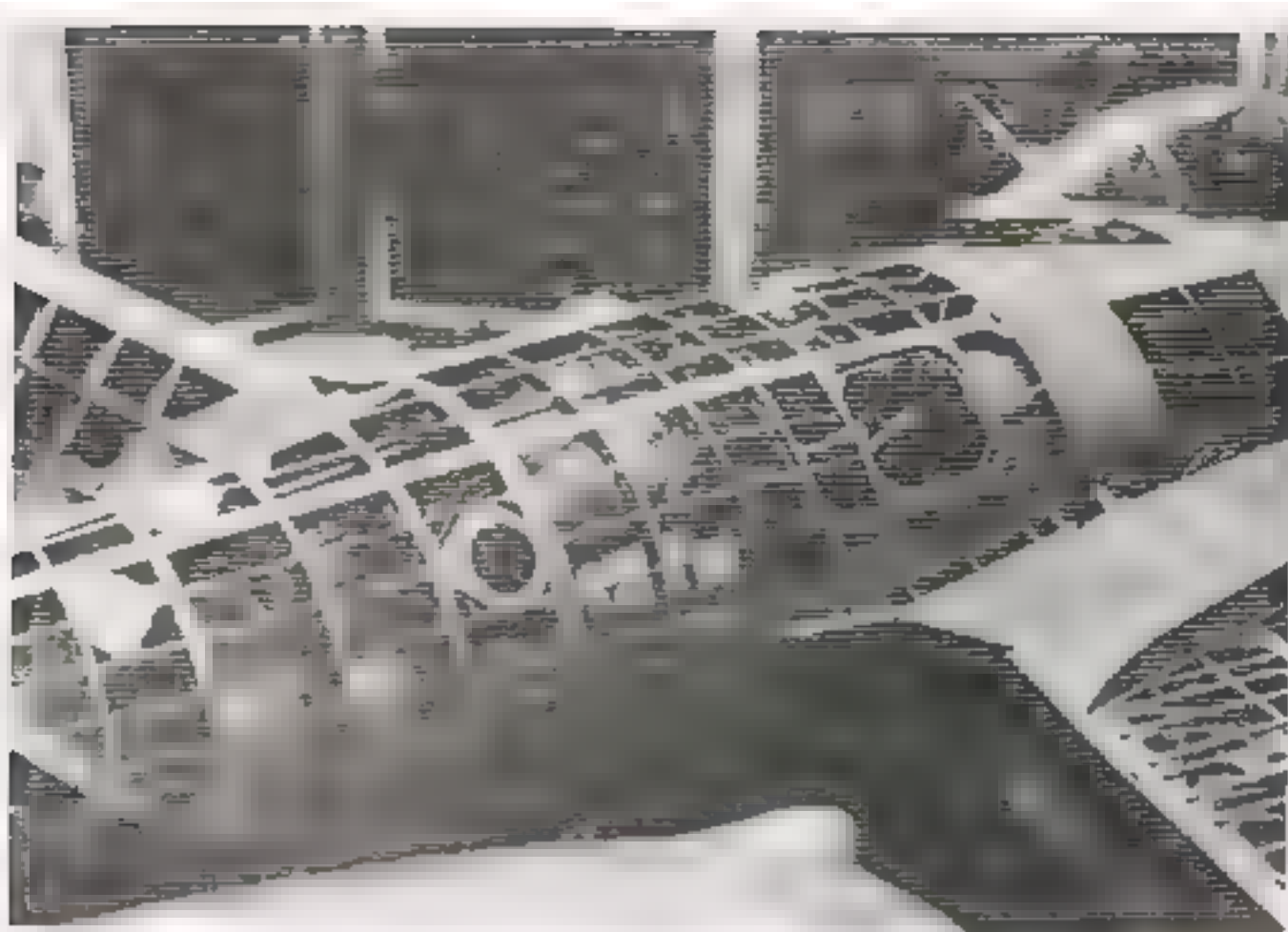
MiG-15 (fot. P. Butowski)

10 tylnych. Wręga 1 wzmocniona do podnosnika, niesie też fotoaparaty S-13. Między wręgami 1 oraz 4 u dołu wnętrza podwozia przedniego u góry luk techniczny (akumulator, butle tlenowe). Do wręgi 4 umocowane podwozie przednie. Między wręgami 4 oraz 9 u dołu aweta z działkami, u góry kabina pilota. Wręga 9 stanowi tylną ściankę kabiny oraz niesie przednie węzły mocowania skrzydeł. Między wręgami 9 oraz 13 główny zbiornik paliwa. Do wręgi 13 mocowany silnik. Między wręgami 21 oraz 24 dwuczęściowy tylny zbiornik paliwa. Między wręgami 26. oraz 28. po obu stronach kadłuba hamulce aerodynamiczne o łącznej powierzchni $0,48 \text{ m}^2$, wychylane hydraulicznie o kąt 55° . Z tyłu po prawej stronie kadłuba — rakietnica sygnalizacyjna. Do ostatniej wręgi, 28. mocowana dysza silnika. Pokrycia kadłuba nosne, o grubości od 0,6 do 1,2 mm, przynitowane do wręg i podrażnic. Średnica kadłuba 1,45 m, średnica wlotu powietrza 0,747 m, dyszy wylotowej 0,56 m. Długość kadłuba 8,08 m. Kabina pilota ciśnieniowa, wentylacyjna, ocieplana powietrzem od silnika. Fotel wyrzucany za pomocą ładunku prochowego, w ciągu 0,2 s osiąga wysokość 11 m. Minimalna bezpieczna wysokość wyrzucenia fotela (od ziemi) 250–300 m. Zagłówki i oparcie fotela opancerzone, podobnie jak przód kabiny. Osłona kabiny składa się z przedniej części nieruchomej (szkielet duralowy, szyba przednia grubości 64 mm, w tym 40 mm szkła pancernego, szyby boczne 18 mm) oraz odsuwanej do tyłu części ruchomej (szkielet stalowy, szyby boczne 8 mm, tylna 4 mm).

Skrzydła o skosie 35° do linii środkowoparcia i 37° do krawędzi natarcia, wzniosie łagodnym — 2 kacie nastawienia 1. Przy kadłubie między 1 i 7 żeberkiem) profil symetryczny CAGI S-10s o grubości względnej 9% , na końcach (od 10 żeberka) profil nośny CAGI SR-3-12 o grubości względnej 12% . Między nimi profil przejściowy. Konstrukcja skrzydeł polskorupowa, jednodźwigarowa z dźwigarami: przednim (głównym), skośnym, tylnym, poprzecznym i pomocniczym. Szkielet skrzydeł składa się ponadto z 21 podłużniczek i 20 żeberek prostopadłych do krawędzi natarcia. Pokrycie pracujące o grubości od 1 do 2 mm. W przestrzeni ograniczonej



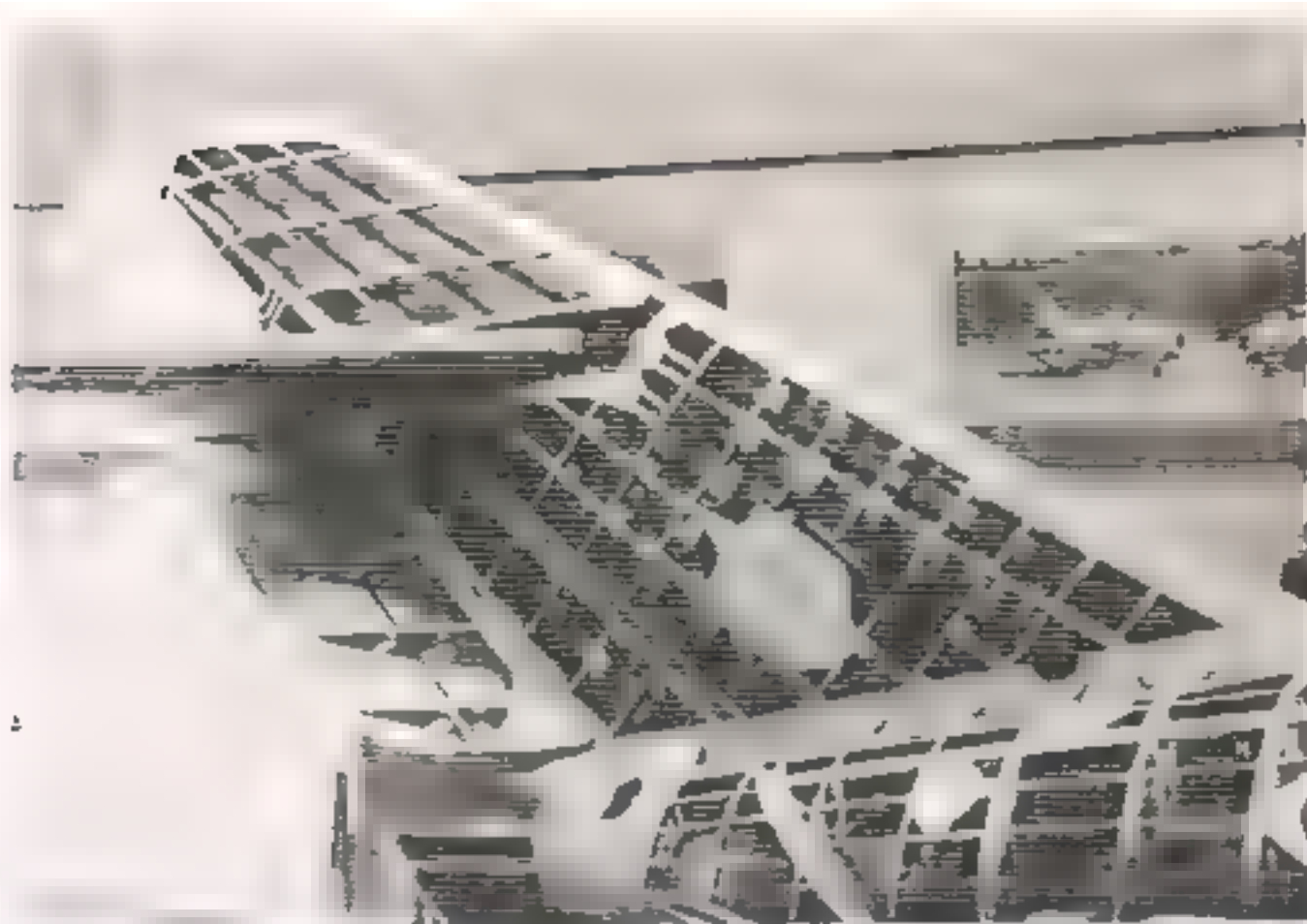
MiG-15bis



Detale konstrukcji płatowca samolotu MiG 15bis (fot. P. Butowski)
tylna część kadłuba



skrzydło

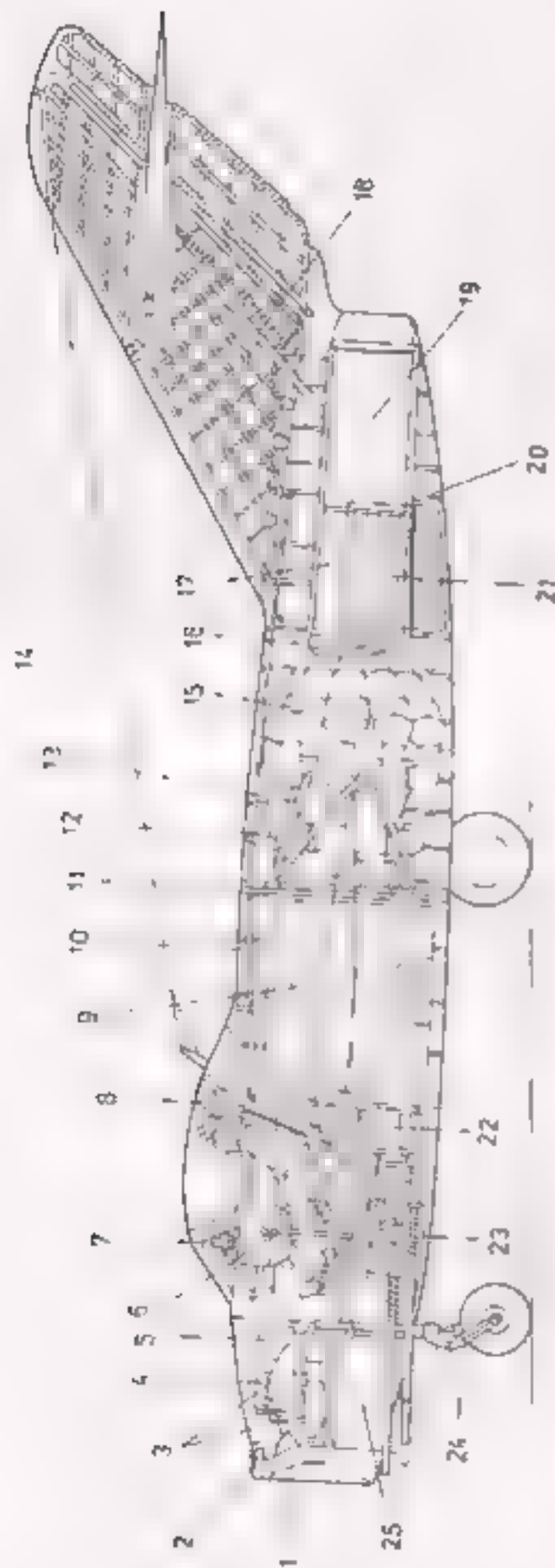


usterzenie

dźwigarami znajduje się nisza podwozia głównego. Na końcu każdego skrzydła umocowana masa 26 kg, zmniejszająca jego drgania. Na górnej powierzchni skrzydeł, równolegle do osi kadłuba, dwie prowadnice aerodynamiczne o wysokości 10 cm, umieszczone w odległości 1,56 m i 2,59 m od osi samolotu. Na dolnej powierzchni uchwyty do uzbrojenia i dodatkowych zbiorników paliwa. Na prawym skrzydle odbiornik ciśnienia powietrznych (rurka Pitota). Kłapy wychyłne hydraulicznie, podczas startu o 20° , podczas lądowania o 55° z jednoczesnym wysunięciem o 20 cm (tzw. kłapy CAGI). Rozpiętość kłapy 2,657 m, powierzchnia $1,18 \text{ m}^2$. Lotki o powierzchni $0,505 \text{ m}^2$ każda rozpiętości 2,005 m i maksymalnym wychyleniu $\pm 15^\circ$ mają kompensację wagową i aerodynamiczną. Na lewej lotce trymer o powierzchni $0,02 \text{ m}^2$ i kącie wychylenia 15° . Wydłużenie skrzydła 4,85, zbieżność 1,61.

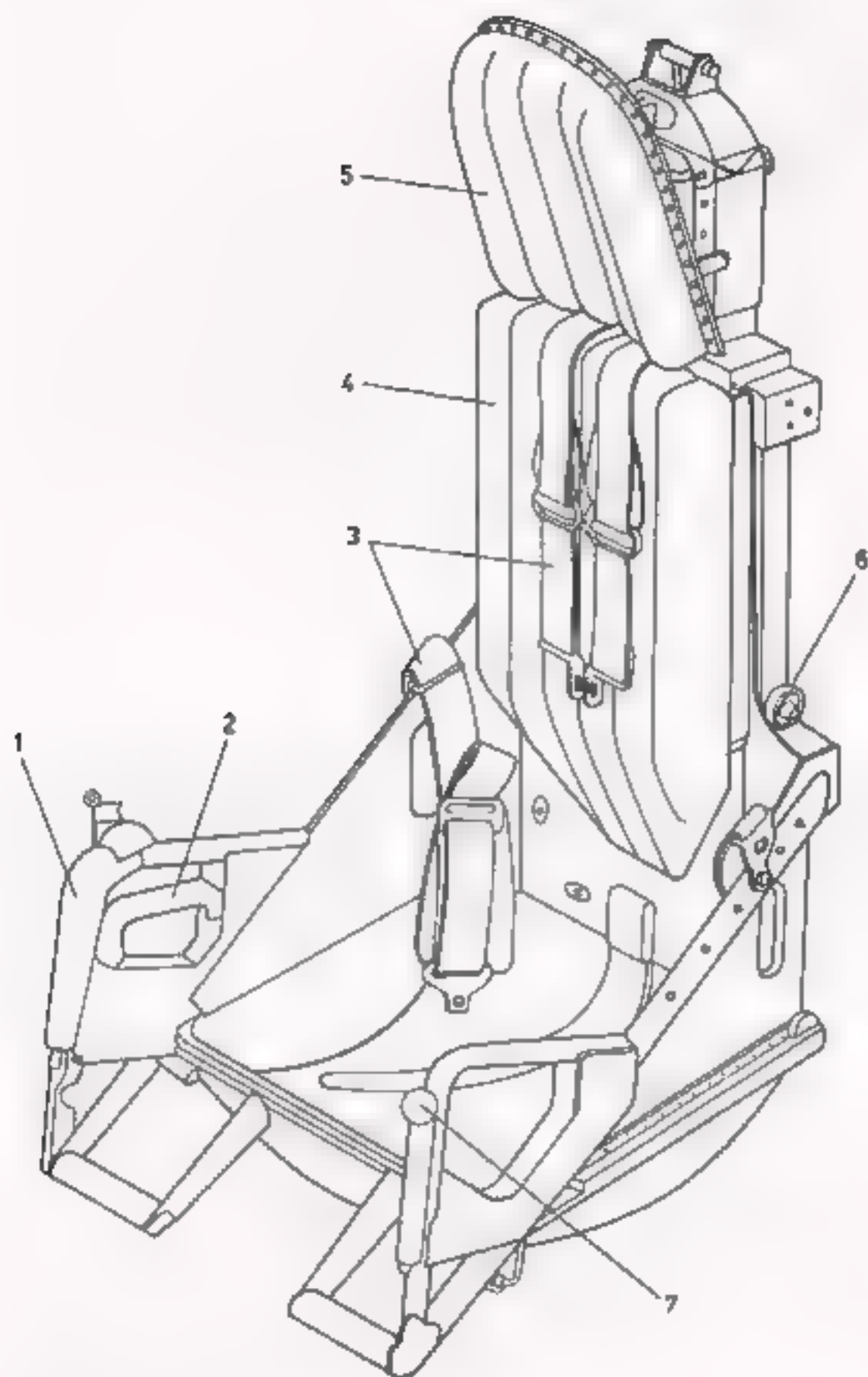
Usterzenie wolnonosne, skośne, o profilu NACA-0009, konstrukcji półskorupowej. Statecznik pionowy o powierzchni $3,0 \text{ m}^2$, ster kierunku $1,0 \text{ m}^2$. Kąt skosu 56° , wychylenie steru 20° . Usterzenie poziome niewielkie (powierzchnia $3,0 \text{ m}^2$ w tym ster $0,79 \text{ m}^2$), kąt skosu 40° . Z lewej strony kapka wyrównowążająca o powierzchni $0,046 \text{ m}^2$, wychylana o 10° . Ster wychylany o 32° w górę i 16° w dół. Rozpiętość usterzenia poziomego 3,25 m. Statecznik poziomy wysoko nad kadłubem, umocowany do statecznika pionowego na dwóch węzłach o regulowanym kącie nastawienia (przedni węzeł ruchomy). Stery wysokości i kierunku z kompensacją wagową. Sterowanie za pomocą sztywnych drążków i popychaczy trymer – elektrycznie.

Podwozie trojpodporowe z kołem przednim, wahaczowe, wypuszczane i wciągane hydraulicznie (awaryjnie – pneumatycznie). Amortyzatory olejowo-powietrzne. Podwozie przednie z kołem o rozmiarach $480 \times 200 \text{ mm}$ składające się do przodu, wyposażone w tłumik drgań. Podwozie główne z kołami o rozmiarach $660 \times 160 \text{ mm}$ składające się w stronę kadłuba (górnienie w skrzydła, koła w oprofilowane przejście między skrzydłami a kadłubem). Rozstaw kół podwozia głównego 3,81 m, baza podwozia 3,175 m.



Przekrój kadłuba samolotu MiG-15 wczesnej serii produkcyjnej

- 1 — fuel tank 2 — fuel tank 3 — fuel tank 4 — fuel tank 5 — fuel tank 6 — fuel tank 7 — fuel tank 8 — fuel tank 9 — fuel tank 10 — fuel tank 11 — fuel tank 12 — fuel tank 13 — fuel tank 14 — fuel tank 15 — fuel tank 16 — fuel tank 17 — fuel tank 18 — fuel tank 19 — fuel tank 20 — fuel tank 21 — fuel tank 22 — fuel tank 23 — fuel tank 24 — fuel tank 25 — fuel tank



Fotel wyrzucany samolotu MiG-15

1 – uchwyt awaryjnego zrzuca osłony kabiny, 2 – uchwyt wyrzutu fotela, 3 – pasy utrzymujące pilota, 4 – oparcie fotela, 5 – wysielany zagłówek z opancerzeniem, 6 – rolka prowadząca, 7 – uchwyt naciągu z blokady pasów

Zespół napędowy

Silnik turbodrzutowy RD-45F z jednostopniową sprężarką odsrodkową, dziewięcioma dziesięcioma komorami spalania, jednostopniową turbiną poruszającą sprężarkę i dyszą wylotową. Dwa zbiorniki paliwa w kadłubie i dwa dodatkowe podwieszane pod skrzydłem. Inne dane dotyczące instalacji paliwowej różnych wersji MiG-15 — patrz tablica.

POJEMNOŚĆ ZBIORNIKÓW PALIWA SAMOLOTÓW MiG-15 (w dm³)

Wersja	Zbiornik przedni	Zbiornik główny	Zbiornik tylny	Razem
MiG-15, Lim-1	—	1250	210	1460
MiG-15bis, Lim-2	—	1250	160	1410
LTMiG-15	94	760	268	1122
SBL m-1	78	760	268	1106
SBL m-2	78	760	160	998
SBL m-1A	—	760	210	970
SBL m-2A, SBL m-2M	—	760	160	920

Uwaga

Na samolotach MiG-15 można podwieszać dwa dodatkowe zbiorniki paliwa o pojemności od 250 do 400 dm³ każdy, a na samolotach mających dodatkowe wzmocnienie skrzydeł także po 600 dm³ (w tym przypadku należy typowe zamki bombowe BD-2-48 MiG zastąpić zamkami D-4-50).

Wyposażenie

Wyposażenie radiotechniczne: radiostacja nadawczo-odbiorcza RSI-6K (RSI od radiostacja istniejącej) i współpracujący z nią radiopółkompas RPKO-10M. Były także serie z radiostacją RSIU-3 (U od ultrakrótkowołnową). Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne: prędkośćomierz KLS-1200, wariometr WAR-75, zakrętomierz EUP-48, sztuczny horyzont AGI-1, wskaźnik liczby Macha M-0,95 itp.

Uzbrojenie

Uzbrojenie artyleryjskie: jedno działko kal. 37 mm (NS-37 lub N-37) i dwa działka kal. 23 mm (NS-23 lub NR-23) umieszczone na lawecie pod podłogą kabiny pilota. Działka te występują we wszystkich możliwych kombinacjach. Tendencją jest przy tym wypieranie działek NS-37 przez N-37 oraz NS-23 przez NR-23 (pierwsze MiG-15 miały NS-37 i dwa NS-23, ostatnie MiG-15bis zaś N-37 i dwa NR-23). Zapas amunicji: 40 sztuk na działko 37 mm i po 80 sztuk na działka 23 mm. W wersjach MiG-15L II jeden karabin maszynowy A-12,7 lub UBK-E z zapasem 150 naboł albo jedno działko NS-23 i 80 naboł. Celowanie umożliwia żyroskopowy półautomatyczny celownik strzelecki ASP-3N lub ASP-3NM, kontrolę strzelania zaś — fotokarabin S-13 umieszczony nad wlotem powietrza (8 zdjęć na sekundę, 5 m filmu). Uzbrojenie bombowe: dwie bomby różnego przeznaczenia, o masie 50 lub 100 kg, podwieszane pod skrzydłem na uniwersalnych zamkach BD-2-48 MiG w miejsce dodatkowych zbiorników paliwa. Samolot MiG-15bis z celownikiem AP-2R mógł także przenosić niekierowane pociski rakietowe TRS-190 (cztery) lub ARS-212 (dwa). W skład uzbrojenia zaliczana również ektorakietnica sygnalizacyjna EKSR-46 z czterema kolorowymi nabojami (używana niekiedy awaryjnie w celu wyjścia z korkociągu).

Niektóre dane o masie MiG-15

Masa własna 3382 kg, w tym przednia część kadłuba 2074 kg (z tego silnik 808 kg), tylna 467 kg, skrzydło 841 kg. Masa użyteczna 1424 kg, w tym pilot 97 kg, naboje do NS-37 54 kg, naboje do NS-23 63 kg, paliwo 1210 kg. Ze zbiornikami dodatkowymi ponadto 454 kg (paliwo 420 kg, zbiorniki 34 kg). Łącznie normalna masa startowa 4806 kg, ze zbiornikami 5260 kg.

Zmiany wprowadzone w wersji MiG-15bis:

1. Nowy silnik WK-1 o większym ciągu.
2. Skrzydła o zmienionej i wzmocnionej konstrukcji. W lewym skrzydle zastosowany wzmocniacz BU-1U do poruszania lotek.
3. Kadłub o nieco większej średnicy części tylnej, pod nią większy zderzak.
4. Usterzenie poziome przeniesione nieco niżej, zwiększona kompensacja steru wysokości.
5. Hamulce aerodynamiczne o innym kształcie, powierzchni zwiększonej do 0,25 m² każdy i przesuniętej o 22° od pionu osi obrotu.
6. Reflektor do lądowania przeniesiony z przegrody wlotu powietrza pod lewe skrzydło.
7. Lnowoczesnione uzbrojenie (działka N-37 oraz NR-23).
8. Elektrorakietnica przeniesiona nieco niżej.

DANE SERWISOWYCH SAMOLOTÓW MiG-15

Samolot	MiG-15	MiG-15bis	MiG-15UTI	SPLim-2 ¹⁾	MiG-15S ²⁾
Masa własna [kg]	3382	3688	3747	3763	3916
Masa startowa [kg]					
bez podwieszek zewnętrznych	4806	5024	4845	4876	5026
ze zbiornikami dodatkowymi	5260 ³⁾	5574	5415 ⁴⁾	5446 ⁴⁾	6270
Prędkość maksymalna [km/h]					
na wysokości 0 m	1050	1076	1015		
na wysokości 3000 m	1043	1068	1010		905
na wysokości 6000 m	1023			932 ⁵⁾	
Wzrost praktyczny [m]	4500	5500	14825	3950 ⁶⁾	11500
Prędkość wznoszenia [m/s]					
na wysokości 0 m	42	46	38 ⁴⁾		18.2
Czas wznoszenia [min]					
na wysokość 5000 m	2.3	1.95	2.6	4.0 ⁶⁾	6.0
Zasięg [km]					
bez zbiorników dodatkowych	420	330	940		
maksymalny	1420	916	1340	725	
Długość trwania lotu [h]	7.4	2.95	2.30		
Długość rozbiegu [m]	600	503	570	540	
Długość dobiegu [m]	650	680	740		

Uwagi:

1) we wszystkich wersjach te same rozmiary: długość 10,0 m, rozpiętość 10,0 m, wysokość 3,70 m, powierzchnia nośna 20,6 m²

2) Wzrost praktyczny w locie ze zbiornikami dodatkowymi zmniejsza się o ok. 1000-1100 m

3) Czas wznoszenia liczony od chwili osiągnięcia przez samolot najwyższej prędkości wznoszenia na wysokości 0 m. Czas liczony od chwili ruszenia samolotu na pasie startowym są o 1-2 min dłuższe.

4) Wariant powstały w Polsce

5) Wariant powstały w Czechosłowacji

6) Z dwoma zbiornikami po 250 dm³

7) Z dwoma zbiornikami po 300 dm³

8) Na wysokości 5000 m

9) Przy normalnym ciągu silnika

9. Nowe wyposażenie radiotechniczne. Najczęściej spotykany wariant to radiostacja R-800, automatyczny radiokompas ARK-5, sygnalizator przelotu MRP-48P, radiowysokościomierz RW-2, urządzenie odpowiadające SRUO. W związku z tym:
- na kadłubie, między kabiną a statecznikiem pionowym maszt anteny urządzenia SRUO,
 - pod spodem kadłuba oszkłone okienko anten ARK 5 oraz MRP-48P,
 - pod skrzydłem dwie anteny RW-2.
10. Dodatkowe zbiorniki paliwa o pojemności 300, a następnie 400 dm³

Zmiany wprowadzone w niektórych innych wersjach seryjnych MiG-15:

Samolot szkolno-treningowy MiG-15UTI powstał z MiG 15 przez zastosowanie dwumiejscowej kabiny dla ucznia (z przodu) i instruktora (z tyłu). Kontakt za pomocą rozmównicy pokładowej SPU-2P. Osłona kabiny przedniej odchylana na prawy bok, tylnej — odsuwana do tyłu. Oba fotele wyrzucane. Powiększenie kabiny spowodowało zmniejszenie pojemności wewnętrznych zbiorników paliwa. Napęd — silnik RD-45FA. Uzbrojenie zredukowane do jednego karabinu maszynowego lub działka.

Myśliwiec przechwytyjący MiG-15P (SP-5) powstał z MiG-15bis przez zabudowanie w przodzie kadłuba stacji radiolokacyjnej poszukiwania i śledzenia celu powietrznego RP-1 „Izumrud”. Uzbrojenie ograniczone do dwóch działek kal. 23 mm.

DANE DOŚWIADCZALNYCH SAMOLOTÓW MiG 15

Samolot	I 150	SD	SD 1 PB	SP-1	SP-5	ST 7
Rok	1947	1949	1949	1949	1950	1951
Masa startowa [kg]	4840	4950		5038		
Prędkość maksymalna [km/h]	1042	1100	800	1060	1076	998
Palap praktyczny [m]	14 200	16 200	13 400	16 000	15 500	14 200
Czas wynoszenia [min]	2,3	1,8	2,7	1,8	4,9	6,9
na wysokość [km]	5	5	5	5	10	10
Zasięg [km]		1220	2420	1260	1330	1300
Długośćwalność lotu [h]	2,0	1,8		2,0		

I-320

Samolot myśliwski przechwytyjący, inne oznaczenie R. Pierwszy prototyp, R-1, zbudowany pod koniec 1949 r., drugi, R-2, w 1950 r.

Płatowiec

Dwumiejscowy dwusilnikowy całkowicie metalowy średniopłat w układzie klasycznym. Kadłub o przekroju okrągłym, z uskokiem. Silniki umieszczone w kadłubie jeden za drugim, z wylotem pod kadłub za kabiną i w końcu kadłuba pod usterzeniem. Wlot powietrza wspólny. Dwumiejscowa kabina załogi z fotelami obok siebie i szeroką wspólną osłoną. Szyby przednie pancerne o grubości 105 mm. W prototypie R-2 osłona kabiny nieco wyższa, ulepszony awaryjny zrzut osłony, wprowadzone ogrzewanie kanałów doprowadzających powietrze do silnika.

Skrzydła o skosie 35° wzdłuż linii środkow. parcia, 37° wzdłuż krawędzi natarcia, wznios. -3°, kąt nastawienia +1°. Na R-2 skrzydła i usterzenie wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową. Później, z powodu niedostatecznej sztywności, cienkie skrzydła o dużym wydłużeniu w samolocie R-2 zostały wzmocnione, otrzymały przerywacze. Na górnej powierzchni



R-2 po przebudowie

każdego skrzydła umieszczono po 3 prowadnice aerodynamiczne zamiast dwóch w R-1. R-2 przed przeróbką. Usterzenie podobne jak w MiG-15. Podwozie trójpodporowe z kołami przednimi. Przednie składane w kadłub w kierunku lotu, główne — w skrzydła w stronę kadłuba.

Zespół napędowy

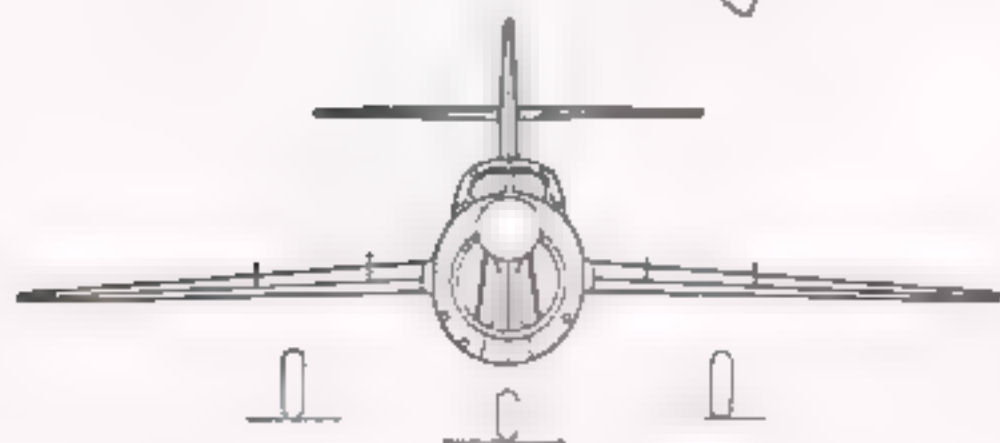
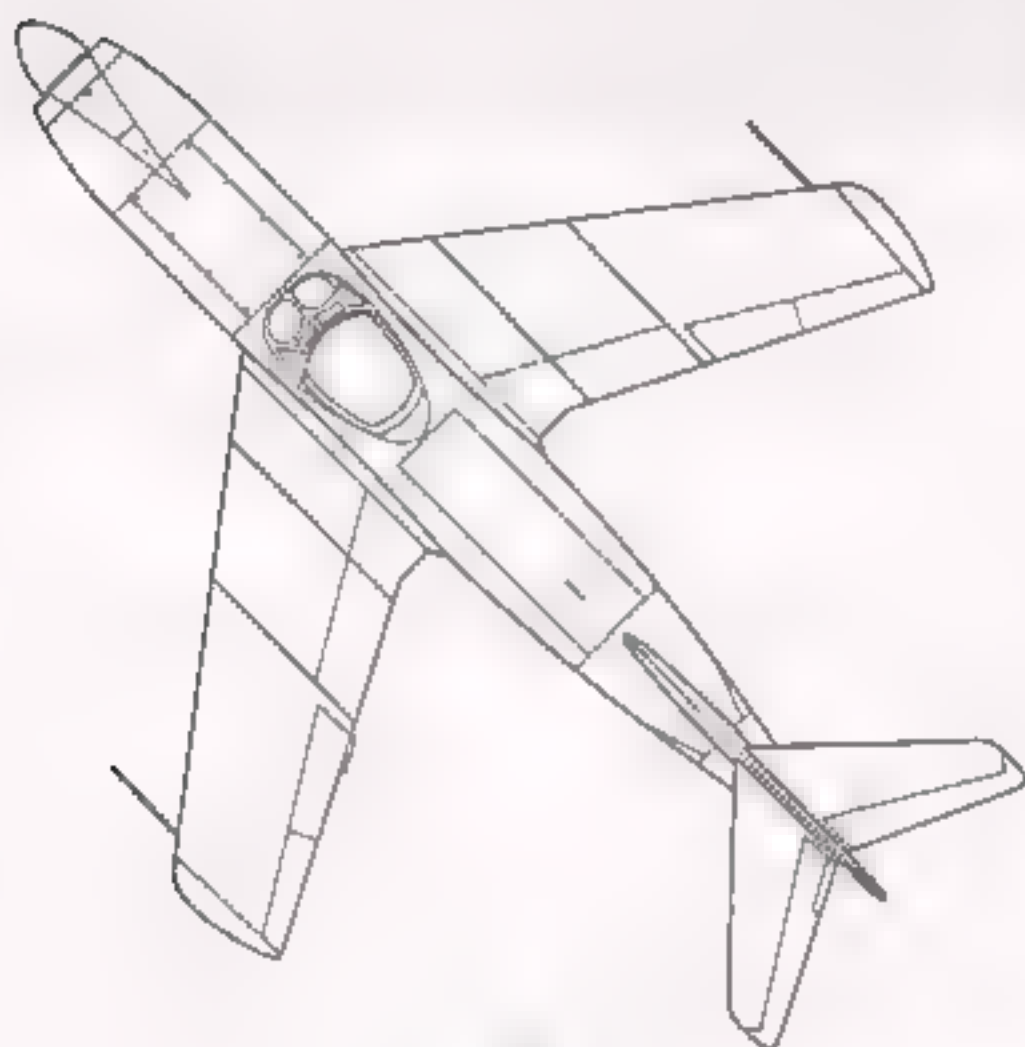
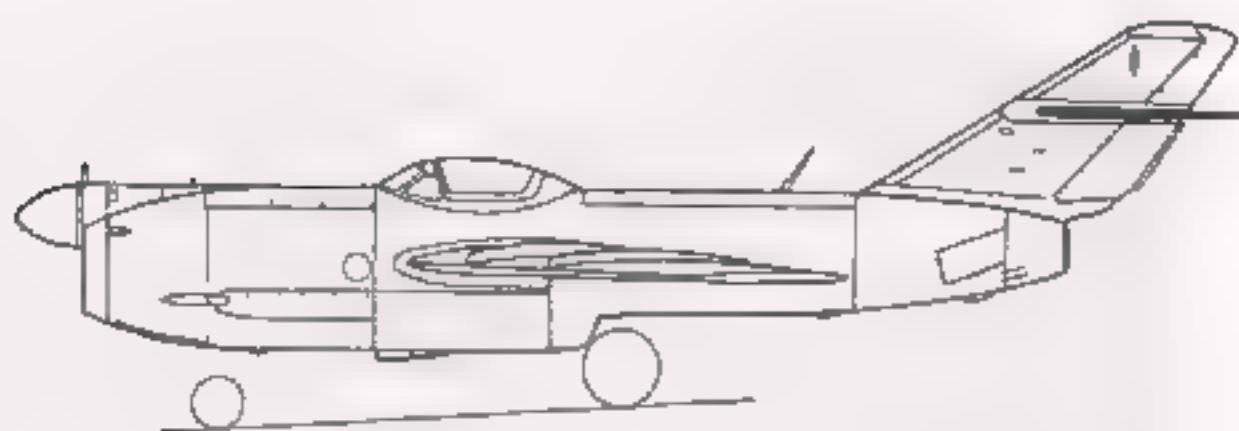
W samolocie R-1 dwa silniki RD-45F, w R-2 — silniki WK-1. Paliwo w dwóch miękkich zbiornikach w kadłubie.

Uzbrojenie

Trzy działka N-37 umieszczone z dołu przedniej części kadłuba. Zapas amunicji 60 sztuk na działko (w R-2 — 60 sztuk). Celowanie za pomocą stałej radiolokacyjnej (w R-1 — „Korszan” w R-2 — „Tory”). Antena radaru ukryta pod radioprzezroczystym kółkiem nad wlotem powietrza.

Dane samolotu I-320 (R-1), w nawiasie dane samolotu R-2

Długość	15,775 m
Rozpiętość	14,2 m
Powierzchnia nośna	41,2 m ²
Masa własna	7367 kg
Masa startowa	10 265 kg (10 720 kg)
Prędkość maksymalna	1000 km/h (1090 km/h)
Pułap praktyczny	15 000 m (15 500 m)
Czas wznoszenia na wysokość 10 km	(5,65 min)
Zasięg	— (1940 km)
Długotrwałość lotu	3,0 h
Prędkość lądowania	200 km/h



I-320 (R-1)

MiG-17

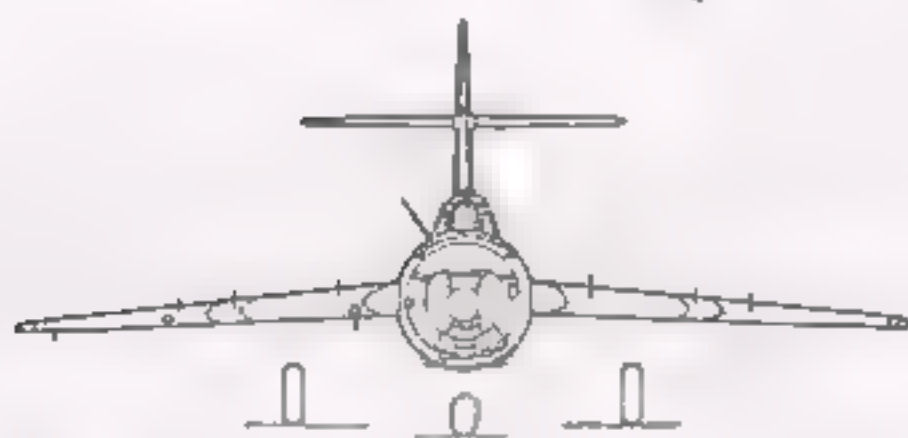
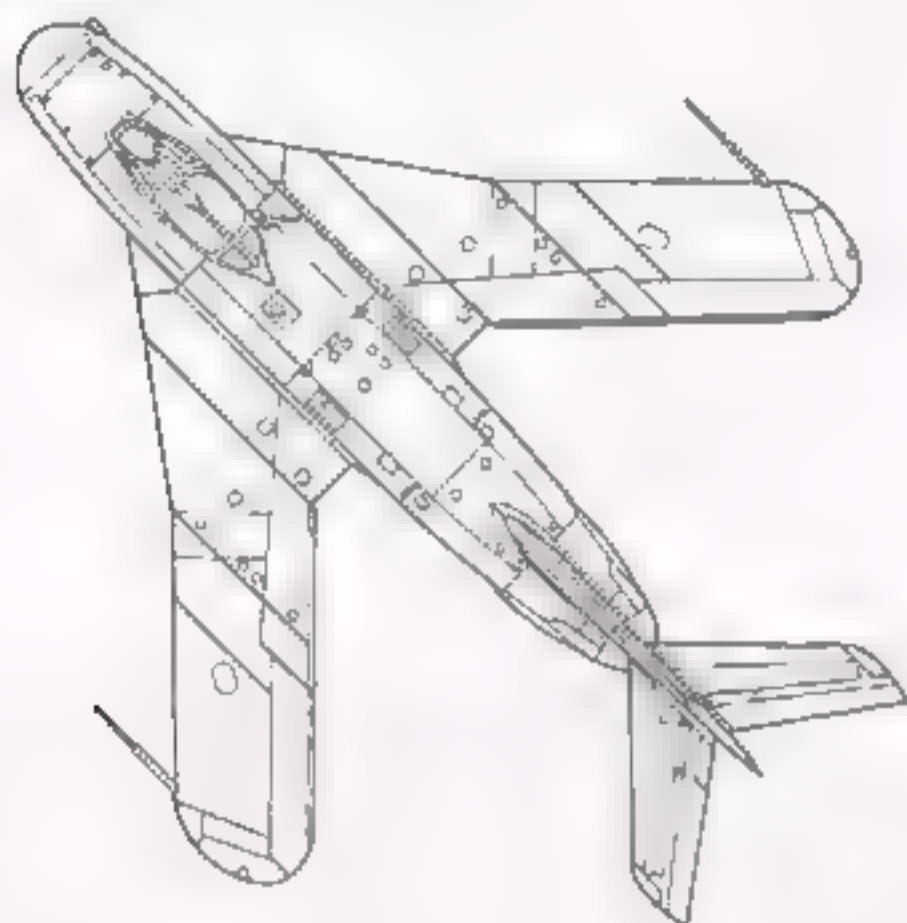
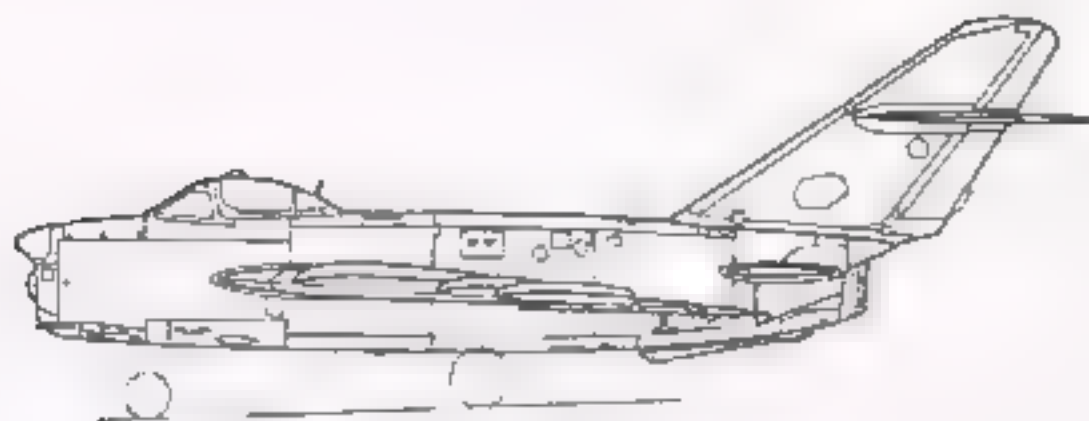
Samolot myśliwski Pierwszy prototyp, SI-2 (I-330), oblatany 1 lutego 1950 r. Od 1951 r. produkowany seryjnie, a następnie masowo. Podstawowe wersje rozwojowe to MiG-17P, MiG-17F oraz MiG-17PF. Produkcję seryjną i dalsze modyfikacje MiG-17 podjęto w Polsce (Lim-5 oraz Lim-6 różnych wersji): ChRL. Opis techniczny dotyczy samolotu MiG-17F.

Platowiec

Jednomiejscowy, jednomotnikowy, średniopłat, całkowicie metalowy. Kadłub o konstrukcji polskorupowej z pracującym pokryciem, rozdzielany na część przednią i tylną między wręgami 13 oraz 14. Maksymalna średnica 1,45 m, wydłużenie 6,17. W części przedniej czotowy wlot powietrza i dwa kanały o przekroju eliptycznym, doprowadzające powietrze do silnika. U góry między wręgami 1 oraz 4 fotokarabin S-13, akumulator, butle tlenowe oraz elementy wyposażenia radioelektronicznego. U dołu wnętrza podwozia przedniego. Między wręgami 4 oraz 9 kabina pilota, a pod nią wnęka z wyposażeniem radioelektronicznym i uzbrojeniem artyleryjskim. Pokrycie zewnętrzne przedniej części kadłuba ma grubość 1,2 mm, wewnętrzne pokrycie kanałów wlotowych — 0,8 mm. Skrzydła mocowane do wręg 9, 11 oraz 13. Do wręg 13 mocowane także łożyska silnika. Tylna część kadłuba składa się z 18 wręg, dźwigarów, poprzecznic oraz pokrycia grubości od 1 do 1,5 mm. W dolnej części zamocowany grzebien aerodynamiczny ze zderzakiem zabezpieczającym kadłub przed uszkodzeniem w czasie lądowania. Po obu stronach kadłuba hamulce aerodynamiczne o łącznej powierzchni 0,98 m², wychyłane o kąt 55°. Przy włączonym



Lim-5P. Zauważalna większa niż w MiG-17PF pierwszych serii antena we wlocie powietrza. Pod przodem kadłuba pojemnik na łuski. (fot. P. Butowski)



MiG-17PF

automacie hamulce aerodynamiczne samoczynnie wychylają się, gdy $M = 0,97$ i chowają, gdy $M = 0,92$. Kabina pilota hermetyczna typu wentylacyjnego, częściowo opancerzona z dołu. Oslona składająca się z nieruchomej części przedniej oraz części ruchomej przesuwanej do tyłu. Przednia szyba pancerna. Na osłonie peryskop do obserwacji tylnej strefy. W kabynie instalacja przeciwprzeciążeniowa z ubiorem PPK-1 oraz fotel wyrzucany z zasłonką na twarz. Katapultowanie z MiG-17 jest dopuszczalne przy prędkości do 850 km/h na wysokości co najmniej 250 m.

Skrzydła o kącie skosu wzdłuż krawędzi natarcia 45° w części przykadłubowej, dalej 42° . Profil laminarny, u nasady S 13s dalej SR 11. Powierzchnia skrzydła $22,6 \text{ m}^2$, rozpiętość $9,628 \text{ m}$, kąt wzniosu -3° , kąt nastawienia -1° , wydłużenie $4,08$, zbieżność $1/23$, średnia grubość względna 8% . Konstrukcja skrzydeł składa się z dźwigara przedniego skośnego, tylnego, poprzecznego pomocniczego, 18 podłużne i 25 żeberek. Na końcu każdego skrzydła masa przeciwwibracyjna 51 kg . Na górnym pokryciu skrzydeł trzy grzebienie aerodynamiczne (w odległości $1,383 \text{ m}$, $2,610 \text{ m}$ oraz $3,210 \text{ m}$ od osi samolotu). Kłapy o łącznej powierzchni $2,86 \text{ m}^2$ wychylają się o kąt 20° do startu i 60° do lądowania. Znajdują się one między 1 i 18 żeberek każdego skrzydła i wraz z wychyleniem przesuwają się do tyłu. Lotki o łącznej powierzchni $1,6 \text{ m}^2$ wychylają się do góry i do dołu o kąt 18° na lewej lotce trymer o kącie wychylenia 15° . Mechanizmy sterownicze sztywne. Do układu sterowania lotkami włączony wzmacniacz hydrauliczny BL 11. Sterowanie trymerami za pomocą sterownika elektrycznego.

Usterzenie pionowe o kącie skosu 56° wzdłuż krawędzi natarcia ma profil symetryczny. Powierzchnia $4,26 \text{ m}^2$, w tym ster $0,947 \text{ m}^2$. Ster kierunku zamocowany w trzech punktach do statecznika pionowego ma dwie przeciwwagi (górna $2,6 \text{ kg}$, dolna $5,38 \text{ kg}$) i wychyla się o kąt 25° . Na stateczniku pionowym antena urządzenia „Syrena-2”. Usterzenie poziome o kącie skosu 45° wzdłuż linii oguska mocowane do statecznika pionowego, składające się z rozłącznych połówek. Kąt nastawienia statecznika poziomego regulowany. Na lewej połowie trymer. Ster wysokości wychyla się w górę 32° , w dół 16° , trymer -16° . Sterowanie układami sztywnymi. Powierzchnia usterzenia poziomego $3,1 \text{ m}^2$, w tym ster $0,884 \text{ m}^2$.

Podwozie trójkołowe w układzie jednego osiowym. Podwozie przednie zamocowane do wręgi 4, wciągane do przodu do wewnątrz kadłuba. Rozmiary kół $480 \times 200 \text{ mm}$. Wyposażone w mechanizm instalujący oraz hamulec organ. Podwozie główne zamocowane do skrzydła, wciągane do wnętrza w przykadłubowej części skrzydła, w stronę kadłuba. Rozmiary kół $660 \times 160 \text{ mm}$. Kola główne dwustronnie hamowane. Wciąganie i wypuszczanie podwozia hydrauliczne (awaryjne pneumatyczne). Amortyzatory olejowo powietrzne. Rozstaw kół podwozia głównego $3,849 \text{ m}$, baza podwozia $3,368 \text{ m}$. Kąt pochycenia samolotu na postoju $-2/15^\circ$.

Zespół napędowy

Silnik turbodrzutowy WK-1F z dopalaczem o ciągu $33,1 \text{ kN}$ (ciąg bez dopalania $25,5 \text{ kN}$), umieszczony w tylnej części kadłuba. Silnik ma sprężarkę odśrodkową z dwustronnym wlotem, 9 komór spalania, jednostopniową turbinę oraz dopalacz z regulowaną dyszą wylotową. Ciąg maksymalny osiągany przy obrotach turbiny $11\,560 \text{ min}^{-1}$ i włączonym dopalaczu (jednostkowe zużycie paliwa wynosi wtedy $0,18-0,20 \text{ kg/(N}\cdot\text{h)}$ bez dopalania $0,115 \text{ kg/(N}\cdot\text{h)}$). Paliwo (nafta T-1 lub TS-1) w dwóch zbiornikach kadłubowych, głównym gumowym, o pojemności 1250 dm^3 , umieszczonym między wręgami 9 oraz 13, i tylnym metalowym, o pojemności 165 dm^3 , umieszczonym między wręgami 21 oraz 25. Możliwe podwieszenie pod skrzydłem dwóch zbiorników dodatkowych po 400 dm^3 .

Wyposażenie

Wyposażenie radioelektroniczne: radiostacja nadawczo-odbiorcza LKF R-800 (RSIU-3M) lub R-801W (RSIL-4W), urządzenie odpowiadające swójbocy SRO-1 lub SRO-2, urządzenie ostrzegawcze „Syrena-2” oraz zestaw OSP-48 (radiowysokociomierz RW-2, radiokompas ARK-5, odbiornik sygnałów przelotu MRP-48P). W wyposażeniu pilotażowo-nawigacyjnym m.in. prędkościomierz KLS-1200, sztuczny horyzont AGI-1, busola żyromagnetyczna DGMK-1, wariometr.

DANE SERYJNYCH SAMOLOTÓW MiG-17

Samolot	MiG-17	MiG-17P	MiG-17F	MiG-17PF
Długość [m]	11,09		11,36	
Masa startowa no ładunku [kg]	5340	5530	5354	5670
Masa startowa maks. możliwa [kg]	6012	6730	6256	6552
Paliwo w zbiornikach wewnętrznych [dm ³]	1315	480	415	395
Prędkość maksymalna [km/h] na wysokości				
5000 m	1070	985	1110	1215
10000 m	1030	1033	1075	1060
12000 m		1006	1054	1038
Prędkość dopuszczalna [km/h] na wysokości				
do 3000 m	1070		850	960
od 3000 do 7000 m	1200	290	1150	1150
ponad 7000 m	b. og.		1100	1100
Prędkość wznoszenia [m/s] na wysokości				
0 m				33,8 ¹⁾
1000 m	41,0		39,6 ¹⁾	31,8 ²⁾
5000 m	30,5		65	55
10000 m	16,5		38,4	12,3
15000 m	—		11,8	5,6
Czas wznoszenia [min] na wysokość				
1000 m	1,0		0,4 ¹⁾	0,5 ¹⁾
5000 m	3,0	2,5	2,1 ¹⁾	2,5 ¹⁾
10000 m	6,7	6,6	3,7 ¹⁾	4,5 ¹⁾
15000 m	14,3 ¹⁾	—	7,4 ¹⁾	9,8 ¹⁾
Połączenie praktyczne bez dopalacza [m]	14700	14500	15100	14450
Połączenie praktyczne z dopalaczem [m]	—	—	16470	16300
Wzrost techniczny ¹⁾ [km] na wysokości				
5000 m	0,10 (0,09)	140 (136)	1040 (670)	1070 (690)
10000 m	0,20 (0,18)	—	1520 (900)	1530 (1000)
12000 m	1,73 (1,65)	1900 (1700)	1670 (1350)	1730 (1000)
Prędkość oderwania ¹⁾ [km/h]	270-230	255	235	246
Długość rozbiegu ¹⁾ [m]	510-550	505	540	730-930
Prędkość minimalna ¹⁾ [km/h]			200-220	210-230
Prędkość lądowania [km/h]	110-120	80-200	70-100	180-200
Długość dobiegu [m]	520-650	585	620-850	885

Z uwagi

W wersji bez wersjiach wysokości 30 m rozpiętość skrzydeł 9,628 m powierzchnia nośna 22,6 m². Maksymalne przeciążenie w locie ze zbiornikami dodatkowymi 4 g przy zbiornikach napelczonych i 6 g przy pustych. W locie bez zbiorników 8 g. Przeciążenie niezerowe 12 g. Maksymalna liczba Macha w locie ze zbiornikami dodatkowymi (pełne) bez pustej M = 0,95. Połączenie praktyczne w locie ze zbiornikami dodatkowymi zmniejsza się o 500-1000 m.

Czas wznoszenia liczone od chwili osiągnięcia przez samolot nadlegożności szerokości wznoszenia na wysokości 0 m. Czas liczone od chwili ruszenia samolotu na pasie startowym są o 2 min. dłuższe.

¹⁾ Prędkość przyrządowa

²⁾ Bez dopalacza

³⁾ Na wysokość 14000 m.

⁴⁾ Do wysokości 3000 m lot bez dopalacza.

⁵⁾ Do wysokości 4000 m lot bez dopalacza.

⁶⁾ Ze zbiornikami dodatkowymi 2 x 400 dm³ w wersji bez zbiorników dodatkowych.

po przelocie opróżnionych zbiorników paliwa zasięg zwiększa się do 1820 km.

⁷⁾ Bez zbiorników dodatkowych, bez dopalacza, klapy zamknięte.

⁸⁾ Klapy i podwozie wciągnięte.

Uzbrojenie

Uzbrojenie artyleryjskie: jedno działko N-37D (zapas 40 naboj) i dwa działka NR-23 (po 80 naboj na działko), umieszczone razem na zdejmowanej lawecie w dolnej części przodu kadłuba. Celowanie zapewnia automatyczny optyczny celownik żyroskopowy ASP-4NM współpracujący z radiodalmierzem SRD-1M. We wczesnych seriach – ASP-3NM, bez radiodalmierza. Do kontroli wyników strzelania – fotokarabin S-13 oraz urządzenie fotograficzne FKP, rejestrujące wskazania celownika. Uzbrojenie bombowe mogą stanowić dwie bomby o masie od 50 do 250 kg, podwieszane na uniwersalnych zamkach pod skrzydłami (w miejsce dodatkowych zbiorników paliwa). Z elektrorakiety FKS-46 mogą być wystrzelone 4 rakiety sygnalizacyjne.

Niektóre inne wersje seryjne MiG-17

Początkowy wariant MiG-17 różnił się od opisanego wyżej MiG-17F starszą wersją silnika WK-1A bez dopalacza (ciężar 26,5 kN). W związku z tym inny kształt miała tylna część kadłuba. Także hamulce aerodynamiczne MiG-17 były nieco mniejsze (0,88 m²) niż w MiG-17F. Wyposażenie było przejęte z MiG-15bis (np. celownik ASP-3NM bez radiodalmierza, urządzenie odzewowe SRUO). MiG-17 był wielokrotnie modyfikowany (zmieniało się wyposażenie, wprowadzono bezawaryjny wzmacniacz BC-1M, ulepszono hamulce kołowe), w związku z czym zwiększała się jego masa. Samoloty pierwszych serii miały masę własną 3798 kg, startową normalną (bez podwieszeń zewnętrznych) 5202 kg i startową maksymalną 5932 kg, w ostatnich seriach masa własna wynosiła ok. 3940 kg, startowa 5340–6072 kg.

Wersje przechwytyjące MiG-17P oraz MiG-17PF – różniły się od wersji myśliwskich MiG-17 oraz MiG-17F zastosowaniem stacji radiolokacyjnej RP-1 lub RP-5. W związku z tym:

1. Wykłużono i przykonstruowano przednią część kadłuba, do wręgi 9. We wnętrzu powietrza umieszczono radioprzezroczyste osłony anten radiolokatora. Fotokarabin S-13 został przeniesiony na prawą stronę przodu kadłuba.
2. Przebudowano przednią część kabiny pilota oraz tablicę przyrządów pokładowych.
3. Ze względu na zwiększone zapotrzebowanie na energię elektryczną, prądnicę GSR-3000 zamieniono na GSR-60KH.
4. Działko N-37D zastąpiono lżejszym NR-23 (80 naboj), by uniknąć przesunięcia środka ciężkości samolotu.

DANE DOŚWIADCZALNYCH SAMOLOTÓW MiG-17

Samolot	Si-2	SF	SR-2	SP-7F	SN
Rok	1950	1951	1952	1952	1953
Silnik	WK-1A	WK-1F	WK-5F	WK-1F	WK-1A
Masa startowa [kg]	5160	5340	5350		
Prędkość maksymalna [km/h]	1144	1145	1132	1052	1033
Pułap [m]	15600	16600	16800	5850	14900
Czas wznoszenia [min]					
na wysokość 10 000 m	5,1	3,7	2,0**	4,5	6,5
Zasięg [km]	1295	2020**	2115**	160	15

** Na wysokość 5000 m.

** Z dodatkowymi zbiornikami paliwa.

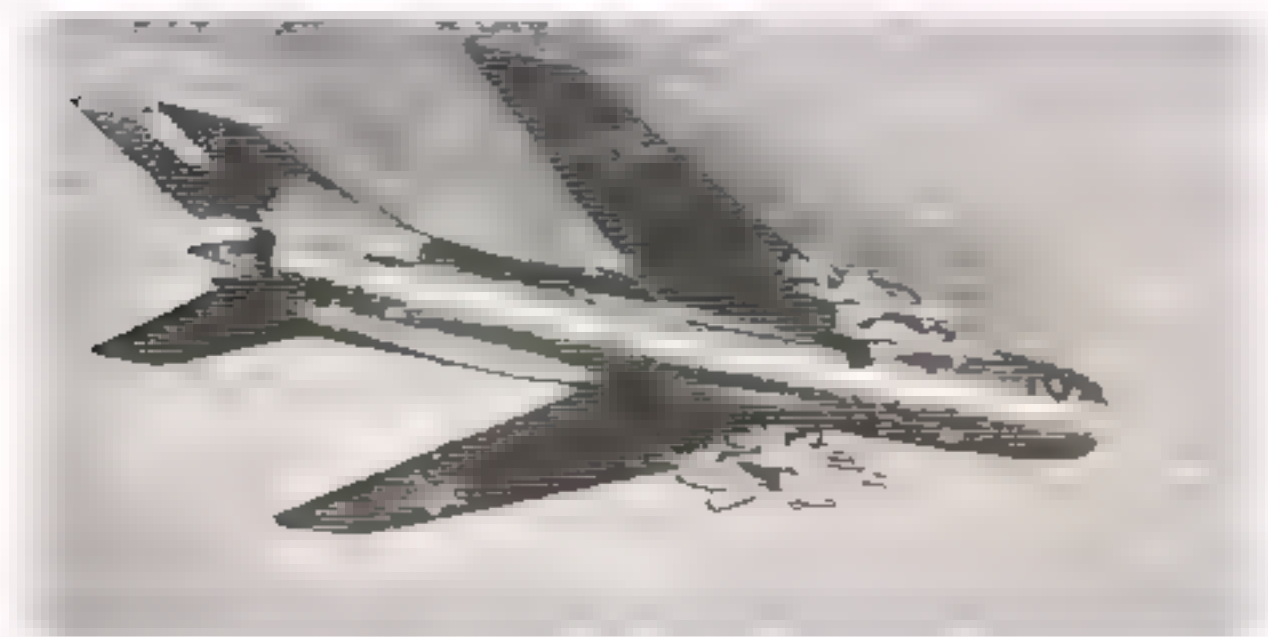
MiG-19

Samolot myśliwski. Po samolotach eksperymentalnych I-340 (SM-1) oraz I-350 (M) powstał prototyp I-360 (SM-2), oblatany 27 maja 1952 r. Bezpośrednim wzorem dla seryjnego MiG-19 stał się SM-9-1 oblatany 5 stycznia 1954 r. Niedługo później rozpoczęła się produkcja seryjna samolotu MiG-19S, pochodzącego od prototypu SM-9-3 oraz wersji przechwytyjących MiG-19P (SM-7-2) MiG-19PM (SM-7-2M). Produkcję seryjną MiG-19 podjęto także w Czechosłowacji - ČSR. W późniejszym okresie powstało kilka samolotów eksperymentalnych, m.in. SM-10 z systemem uzupełniania paliwa w powietrzu, SM-12, SM-12PM oraz SM-12PMU, w których testowano nowe wloty powietrza, SM-30 z zerowym startem oraz SM-307 z dodatkowym silnikiem rakietowym.

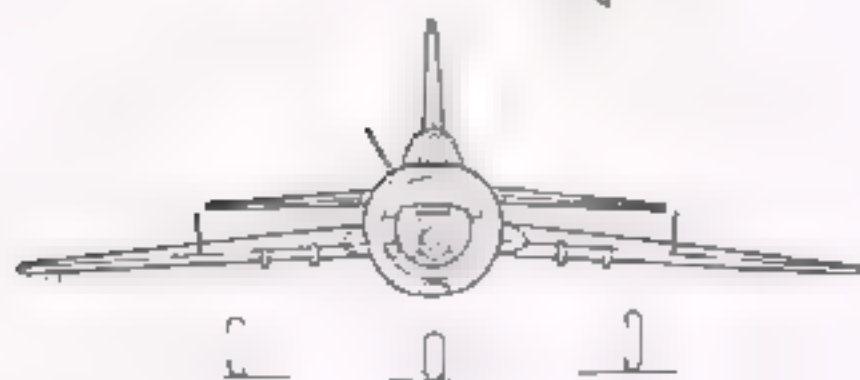
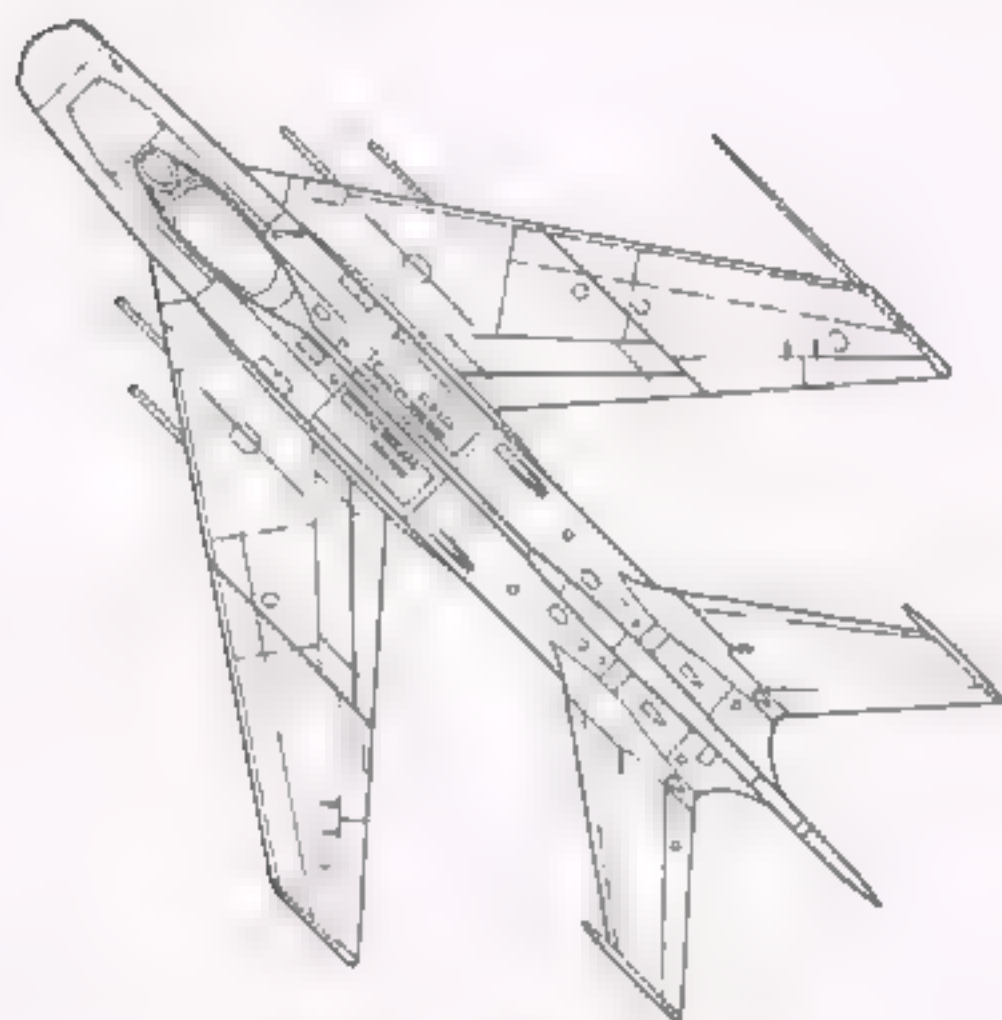
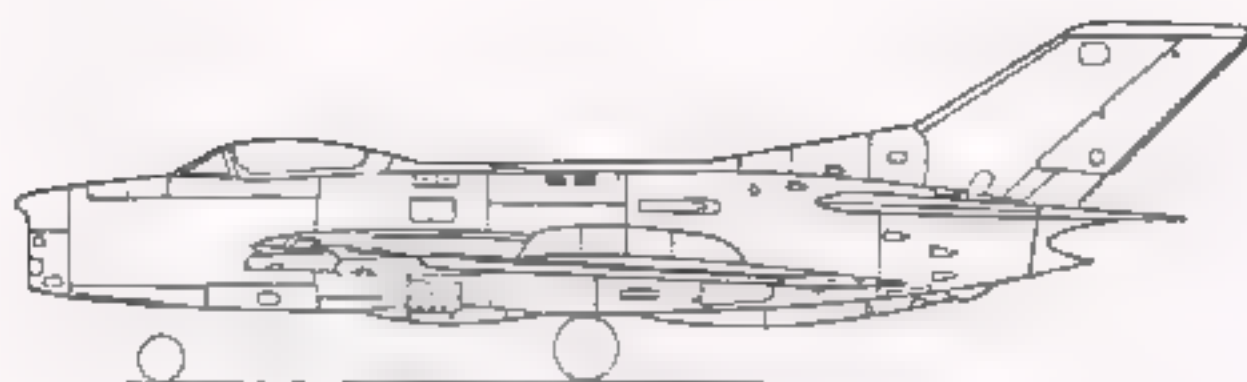
Opis dotyczy samolotu MiG-19S.

Platowiec

Jednomiejscowy średniopłat całkowicie metalowy. Kadłub o konstrukcji półskorupowej, przekrój kolowy spłaszczający się ku końcowi. Dziel się na część przednią i tylną, rozłączane między wręgami 20. oraz 20A. W przodzie wlot powietrza rozdzielony przegrodą pionową, nad nim fotokarabin AKS-3M lub AKS-5, u dołu podstawa odbiornika ciśnienia powietrza typu PW D-4. Łgory między wręgami 1. oraz 4. węzła z akumulatorem i wyposażeniem radiotechnicznym. Podwozie przednie wciągane między wręgi 1. oraz 5A. Kabina pilota między wręgami 4. oraz 9. łosłona sięga do wręgi 13. i. U spodu między 11. i 14. wręgą hamulec aerodynamiczny o powierzchni 0,45 m², kącie wychylenia 45°. Dwa pozostałe hamulce aerodynamiczne (łączna powierzchnia 1,04 m², wychylenie 25°) po bokach kadłuba między wręgami 22A. oraz 26. Od wręgi 15. rozpoczyna się przedział silnikowy, a od wręgi 21. podkadłubowy grzebień aerodynamiczny z amortyzowanym zderzakiem ogonowym. Na zakończeniu kadłuba opływająca owiewka. W spodzie tylnej części kadłuba węzła ze spadochronem hamującym TP-19 o średnicy 4,5 m. Pokrycie kadłuba pracujące duralowe, o grubości 0,6-1,2 mm. W pobliżu silników dodatkowe



MiG-19PM



MiG-19PM

pokrycie wewnętrzne ze stali. Kabina pilota hermetyczna typu wentylacyjnego, chroniona płytami pancernymi (z przodu 10 mm, z tyłu 16 mm, za głową pilota 25 mm). Zagłówek służy jednocześnie do rozbicia zasumętej osłony kabiny w wypadku katapultowania się pilota. Osłona kabiny dwadzielną: część stałą z wielowarstwową szybą przednią o grubości 64 mm oraz część ruchomą, odsuwana do tyłu. Fotel wyrzucany z zasłonką chroniącą twarz, wyrzucany za pomocą ładunku prochowego z mechanizmem teleskopowym (w celu bezpieczniejszego wyrzucenia fotela przy dużej prędkości lotu) i urządzenie tlenowe KKO-1. W celu umożliwienia dostawiania się do kabiny pyłu, wody lub śniegu podczas postoju można ją hermetyzować z zewnątrz. Długość kadłuba 10,428 m, samolotu bez turki Pitota 12,54 m, całkowita — 14,64 m.

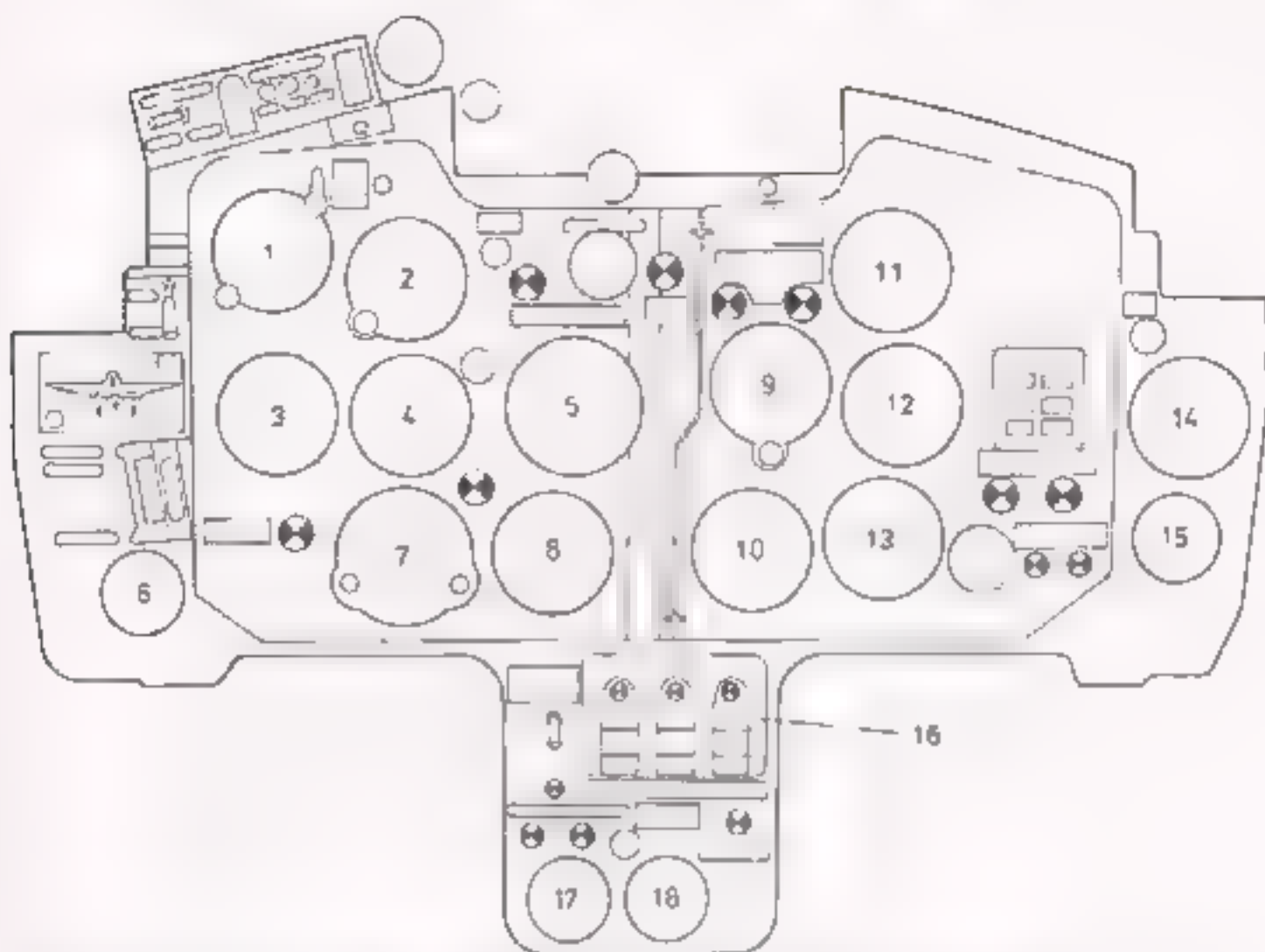
Skrzydła o skosie 55° (do linii 1/4 cięciwy) i grubości względnej od 8% na końcach do 8,74% przy kadłubie. Wznios ujemny — 4°, rozpiętość 9 m, powierzchnia 25,0 m², wydłużenie 3,24. Konstrukcja skrzydeł półskorapowa, typowa dla samolotów MiG, z dźwigarami głównym, pomocniczym, przednim i tylnym oraz 27 żeberkami. Pokrycie skrzydeł duralowe o grubości 1,5–2,0 mm. Przejście między kadłubem a skrzydłami oprofilowane. Na górnej powierzchni każdego skrzydła grzebien aerodynamiczny o wysokości 32 cm. Lotka o powierzchni po 0,78 m², z wewnętrzną kompensacją aerodynamiczną: lewa lotka ma trymer. Zakres wychylenia lotek 20°, trymera 15°. W celu zwiększenia skuteczności poprzecznego sterowania samolotem przy dużych prędkościach, na dolnej powierzchni skrzydeł zamontowano przerywacze kinematycznie sprzężone z lotkami (przy wychyleniu lotki w dół wysuwa się odpowiadający jej przerywacz). Klapy, jak i w poprzednich MiG-ach, o przesuwanej osi obrotu (o ok. 40°, cięciwy do tyłu). Powierzchnia klapy 2 × 1,72 m², maksymalne wychylenie podczas startu 15°, lądowania 25°.

Usterzenie pionowe o skosie krawędzi natarcia 57°37' (w części przykadłubowej wcięcie) i grubości względnej 8%. Powierzchnia 4,17 m², w tym 0,93 m² zajmuje ster wychylany o kąt 25°. Usterzenie wysokości płytowe o powierzchni części ruchomej 5,5 m² (całość 7,78 m²) i kącie wychylenia 17° do dołu oraz 7–10° do góry (mierzone w płaszczyźnie strumienia opływającego). Grubość względna 7%, kąt skosu 55°, rozpiętość 4,46 m. W układzie sterowania usterzeniem płytowym wzmacniacz bezzwrotny BL-14MS oraz automat ARU-2A dostosowujący obciążenia na drążku do przyzwyczajenia pilota. Układ sterowania zasilany przez oddzielną instalację hydrauliczną dubiowaną przez główną instalację hydrauliczną, dodatkowo jako drugie zabezpieczenie — mechanizm elektryczny APS-4.

Podwozie o konstrukcji zbliżonej do podwozia samolotów MiG-15 oraz MiG-17 trójkolowe, typ wahaczowy, amortyzacja olejowo-powietrzna, główne wejagane w skrzydła, przednie w kadłub w kierunku do przodu. Wymiary kół: 500 × 180 mm, główne 660 × 200 mm. Rozstaw kół podwozia głównego 4,156 m, baza podwozia 4,398 m.

Zespół napędowy

Dwa silniki turbodrzutowe RD-9B z dziewięciostopniową sprężarką osiową oraz dwustopniową turbiną. Paliwo w łącznej ilości 2170 dm³ w 4 zbiornikach kadłubowych: dwóch miękkich za kabiną (1485 oraz 330 dm³) i dwóch metalowych pod dyszami silników (180 oraz 175 dm³). Oprócz tego pod skrzydłami na uniwersalnych zamkach BD-3-56 możliwe podwieszenie dwóch zbiorników dodatkowych po 760 dm³ lub 400 dm³ (od MiG-17). Ciąg startowy silnika RD-9B na maksymalnym zakresie (11 150 obr./min) 25,5 kN, z dopalaniem — 32,4 kN. Włączeniu dopalacza towarzyszy zwiększenie jednostkowego zużycia paliwa o ok. 50–60%. Zużycie to np. przy prędkości 1000 km/h i wysokości lotu 11 000 m wynosi 0,12 kg (N/h) na maksymalnym zakresie — 0,18 kg (N/h) przy włączonym dopalaczu.



Tablica przyrządów pokładowych samolotu MiG-19S (opis uproszczony)

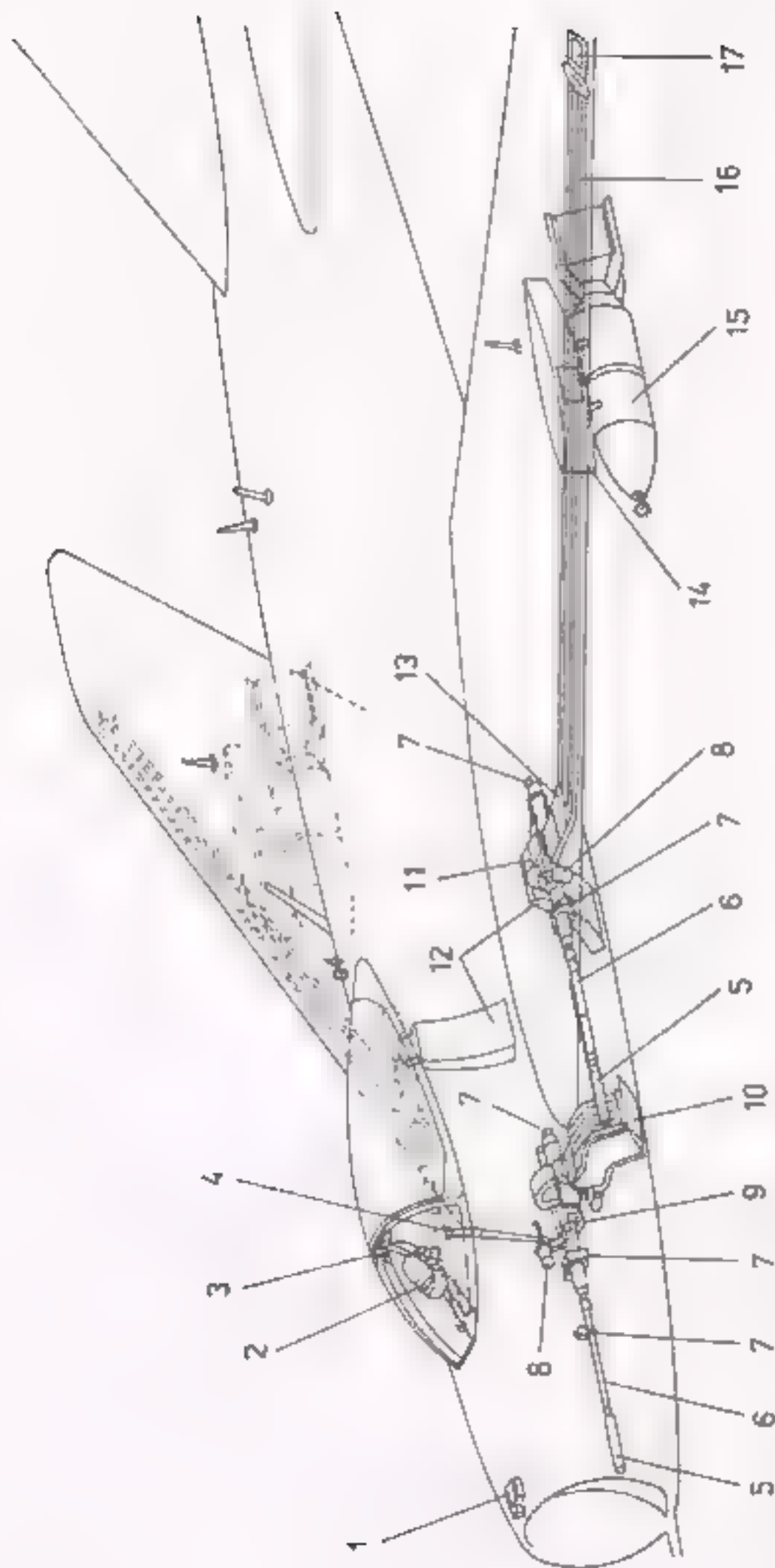
1 — radar wysokościomierz, 2 — busola GIK-1, 3 — wysokościomierz, 4 — prędkościomierz, 5 — sztuczny horyzont, 6 — wskaźnik oleju, 7 — zegarek, 8 — zakrętomierz, 9 — wariometr, 10 — machometr, 11 — obrotomierz, 12 — termometr gazów wydechowych, 13 — przepływomierz i paliwomierz, 14 — wskaźnik wysięku i spadku ciśnienia w kabine, 15 — manometr instalacji oleju, 16 — tablica sterowania uzbrojeniem, 17 — manometr oleju do smarowania, 18 — manometr głównej instalacji hydraulicznej

Wposażenie

Wposażenie radiotechniczne: radiostacja nadawczo-odbiorcza RSIU-3M (następnie RSIU-4W), samolotowe radiolokacyjne urządzenie odpowiadające SRO-2, urządzenie ostrzegawcze „Syrena-2” i uproszczony zestaw lądowania bez widoczności OSP-48 (ARK-5, RW-2 i MRP-48P). Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne: prędkościomierz KL S-2000, machometr M-1,5, sztuczny horyzont AGI-1, busola GIK-1, wariometr WAR-150, wskaźnik przeciążenia, zakrętomierz

Uzbrojenie

Uzbrojenie artyleryjskie: trzy działka NR-30 — dwa w nasadach skrzydeł (amunicja rozmieszczona w skrzydłach wzdłuż ich przedniej krawędzi — 2 × 73 naboje — trzecie, wraz ze skrzynką amunicyjną na 55 naboje, u dołu z prawej strony przedniej części kadłuba). Uzbrojenie rakietowe: dwie wyrzutnie ORO-57K, noszące po 8 niekierowanych pocisków rakietowych S-5 kal. 57 mm. Bloki ORO-57K można podwieszać na wysięgnikach pod skrzydłami lub w miejscu dodatkowych zbiorników paliwa. Celownik ASP 5N. Uzbrojenie bombowe: dwie bomby o masie do 250 kg,



Rozmieszczenie uzbrojenia samolotu MiG-19S

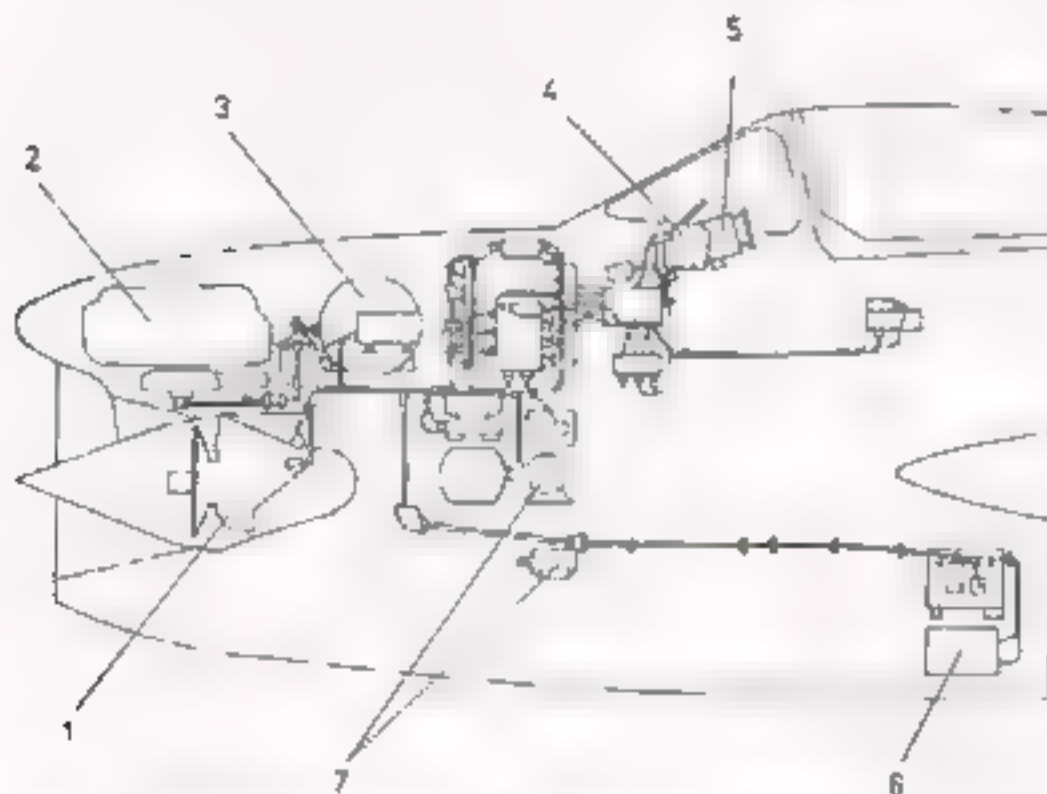
1 - lotokarabin AKS-4M 2 - głowica celownika ASP SN 1 - kamera SSR-45 4 - przylotnik sterowy na drążku sterowym 5 - tłumik na tubie działka 6 - działko NR 30, 7 - węzeł mocowania działka 8 - butla ze sprężonym powietrzem do przesładowania działka 9 - skrzynka amunicyjna 11 - rękaw odprowadzający opływ łusmy nabojowej 12 - pojemnik ogień 3 - rękaw doprowadzający naboje do działka 14 - beka zawieszona 15 - prowadnica łańcuch nabijowej działka skrzydłowego 17 - wzornik do ładowania łańcuch nabijowej

zawieszane zamiast zbiorników paliwa. Do kontroli wyników strzelania fotokarabin AKS-3M lub AKS-5 nad wlotem powietrza oraz urządzenie fotograficzne SSz-45 w kabine pilota (do rejestrowania wskazań celownika). W toku użytkowania MiG-19 w jednostkach dokonano modernizacji i zmian w uzbrojeniu.

Zmiany wprowadzone w MiG-19S w porównaniu z MiG-19:

- 1 Wprowadzenie płytowego usterezenia wysokości z automatem ARU-2A (MiG-19 miał usterezenie klasyczne z podziałem na statecznik i ster).
- 2 Dodanie trzeciego hamulca aerodynamicznego pod kadłubem
- 3 Zastosowanie oddzielnej instalacji hydraulicznej układu sterowania oraz awaryjnego sterowania elektrycznego.
- 4 Zamontowanie działek NR-30 zamiast NR-23
- 5 Użycie nowej radiostacji RSU-3, urządzenia odziewowego SRO-2 i busoli GIK-1
- 6 Wykonanie urządzeń przepustowych wypuszczających nadmiar powietrza z przedziału silnikowego
- 7 Zamontowanie trymera na sterze kierunku
- 8 Wprowadzenie nowego teleskopowego mechanizmu fotela wyrzucanego.

Zmieniły się także rozmiary samolotu, np. skrzydło MiG-19 miało powierzchnię $25,16 \text{ m}^2$, wydłużenie 3,22, usterezenie pionowe — powierzchnię $4,26 \text{ m}^2$, w tym ster $1,1 \text{ m}^2$. Najbardziej zmieniło się usterezenie poziome — w MiG-19 powierzchnia jego części ruchomej wynosiła $5,5 \text{ m}^2$ (całość $8,9 \text{ m}^2$), rozpiętość zaś — $4,79 \text{ m}$.



Stacja radiolokacyjna RP 5 w samolocie MiG-19P

- 1 — antena układu poszukiwania celu powietrznego, 2 — antena układu śledzenia celu powietrznego,
3 — blok nadawczo-odbiorczy (generacji impulsu i wzmocnienia impulsu odbitego od celu), 4 — blok przekazywania danych (sprzęgu RP-5 z ASP-5N), 5 — ekran stacji radiolokacyjnej, 6 — akumulator
7 — przetwornica

Zmiany wprowadzone w MiG-19P w porównaniu z MiG-19S:

Podstawową nowością było użycie stacji radiolokacyjnej poszukiwania i śledzenia celu RP-5, co wymusiło dalsze zmiany, takie jak

- 1. Ograniczenie uzbrojenia artyleryjskiego do dwóch działek skrzydłowych.
- 2. Wydłużenie przodu kadłuba, przesunięcie przedniej nogi podwozia (baza podwozia zwiększyła się do 4,448 m).
- 3. Przesunięcie podstawy odbiornika ciśnienia powietrznych na prawe skrzydło i fotokarabinu na prawą stronę kadłuba.
- 4. Zmiana instalacji elektrycznej, pneumatycznej, tlenowej i paliwowej. Zmianie uległ układ tablicy przyrządów.
- 5. Poszerzenie kabiny pilota, odpowiednio do tego zmieniła się ruchoma część osłony.
- 6. Zmiana rozmieszczenia wyposażenia radiotechnicznego.
- 7. W początkowych seriach wersji MiG-19P zastosowano stację „Gorizont-1”, służącą do naprowadzania samolotu na cel z naziemnego punktu dowodzenia, w związku z czym radiostację RSU-4W zastąpiła RSU-3MG współpracująca ze stacją „Gorizont-1”.
- 8. Użycie radiolokatora RP-5 spowodowało zmiany konstrukcji przodu kadłuba do włącznie.
- 9. Aby ułatwić naprowadzanie samolotu na cel na dużej wysokości wprowadzono automat regulacji sterowania ARU-2W korygowany według wysokości do 15 000 m (ARU-2A do 10 000 m). W związku z tym zmieniono również kompensację wagową lotek.
- 10. Zwiększenie masy startowej wersji MiG-19P spowodowało, że wprowadzono ograniczenie napełniania dodatkowych zbiorników paliwa do 540 dm³ na zbiornik.

Zmiany wprowadzone w MiG-19PM w porównaniu z MiG-19P:

Zasadniczą nowością był nowy rodzaj uzbrojenia – pociski rakietowe RS-2U S (K-5) z wkładem naprowadzania radiowego. Z tego powodu stację radiolokacyjną RP-5 i celownik ASP-5N zastąpiono radiolokatorem RP-2U przystosowanym do pocisków K-5 oraz usunięto działka ze skrzydeł, montując zamiast nich 4 wyrzutnie APL-4 do podwieszania rakiet. Odpowiednio do tego zmieniła się wewnętrzna konstrukcja skrzydeł. Ponadto zmieniono mechanizm awaryjnego zrzucania osłony kabiny, zdemontowano stację ostrzegającą „Syrena-2”, marker MRP-48P zamieniono na MRP-56 itp.

Dane samolotu MiG-19

Długość (bez rurki Pilota)	12,59 m
Rozpiętość	9,00 m
Powierzchnia nośna	25,16 m ²
Wysokość	3,74 m
Masa startowa (bez podwieszeń)	7400 kg
Prędkość maksymalna na wysokości	
0 m	1175 km/h bez dopalania
1000 m	1157 km/h bez dopalania
5000 m	1290 km/h (bez dopalania 1124 km/h)
11 000 m	1450 km/h (bez dopalania 1058 km/h)
Prędkość dopuszczalna na wysokości	
do 9000 m	1100 km/h (prędkość przyrządowa)
powyżej 9000 m	1600 km/h (M = 1,44)

Pułap praktyczny	17 500 m
Zasięg maksymalny ¹⁾ na wysokości	
1000 m	790 km (500 km)
5000 m	1150 km (760 km)
10 000 m	1710 km (1130 km)
12 000 m	1940 km (1300 km)
14 000 m	1950 km (1390 km)
Długość trwania lotu ^{1), 2)} na wysokości	
1000 m	1,57 h (1,07 h)
5000 m	1,80 h (1,22 h)
10 000 m	2,32 h (1,52 h)
12 000 m	2,45 h (1,63 h)
14 000 m	2,30 h (1,72 h)
Długość rozbiegu ³⁾	600- 650 m
Długość startu do wysokości 25 m ³⁾	1300- 1500 m
Prędkość oderwania	280- 300 km/h
Przeciążenie eksploatacyjne	
bez zbiorników dodatkowych	8
z pustymi zbiornikami dodatkowymi	6,5
z pełnymi zbiornikami dodatkowymi	5

¹⁾ Ze zbiornikami dodatkowymi 1200 dm³ w nawiasie bez zbiorników

²⁾ Z rezerwą 7⁰/₁₀

³⁾ Bez dopalacza bez zbiorników dodatkowych, klasy wyższe 15 Ze zbiornikami dodatkowymi 30- 35⁰/₁₀ więcej.

DANE INNYCH WERSJI SERIOWYCH MiG 19

Samolot	MiG-19S	MiG-19P	MiG-19PM
Długość bez rurki Pitota [m]	12,54	13,025	13,025
Masa własna [kg]	5172		5200
Masa startowa normalna [kg]	7560		
Masa startowa maksymalna [kg]	8662	9100	9100
Prędkość maksymalna [km/h]	1454	1445	1445
Pułap praktyczny [m]	17 500	17 250	16 800
Czas wznoszenia [min]		7,5	9,0
na wysokość [km]		17,25	16,8
Zasięg [km]	2000	910	1910
Długość trwania lotu [h]		2,5	2,5
Prędkość lądowania [km/h]	235		

DANE WARIANTÓW DOŚWIADCZALNYCH I PROTOTYPÓW SAMOLOTU M.G. 19

Samolot	M. 11 350b	SM 2	SM 9 I	SM 3	SM 10	SM 10	SM 12.3	SM 12PM	SM 12PMU	SM 10
Rok	1951	1952	1953	1955	1955	1956	1957	1957	1958	1959
Silnik	1 x TR 3A	2 x AM 5	2 x RD 9B	2 x RD 9H		2 x RD 9B 4 x RD 22	2 x RZ 26	2 x RZ 26	2 x RZ M-26 + 1 x 9D**	2 x RD 9BM + U. 19**
Masa startowa [kg]	8000	6820		7730		7400				9000
Prędkość maksymalna [km/h]	1240	1192	1452	1432	1100	200	1930	1720	1720**	1800
Poziom [m]	16 600	8 200	17 500	17 250		17 500	18 000	7 400	24 000	24 000
Ładunek [m]	1	5	26	30			2,0	4,0	4,0**	8,0
Wzrost [m]	5	0	14	5		10	10	0	10	20
Zasięg km	1 20	2700	1390	1 400		2280	945	700	700**	800
Ładunek użyteczny	1 x N 17 2 x NR 23	2 x N 17	1 x NR 21	2 x NR 10	1 x NR 10	1 x NR 10	1 x NR 10	1 x NR 10		2 x NR 10

* 19 L 9D nie przyspieszające / silnikami samolotowym PL-017 o ciągu 314 kN

** bez przyspieszania

I-3, I-7, I-75

Samoloty myśliwskie działające w automatycznym kompleksie przechwytywania "I ragan"

Platowiec

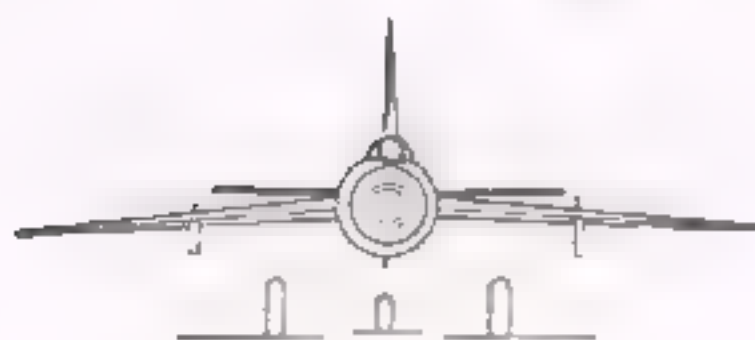
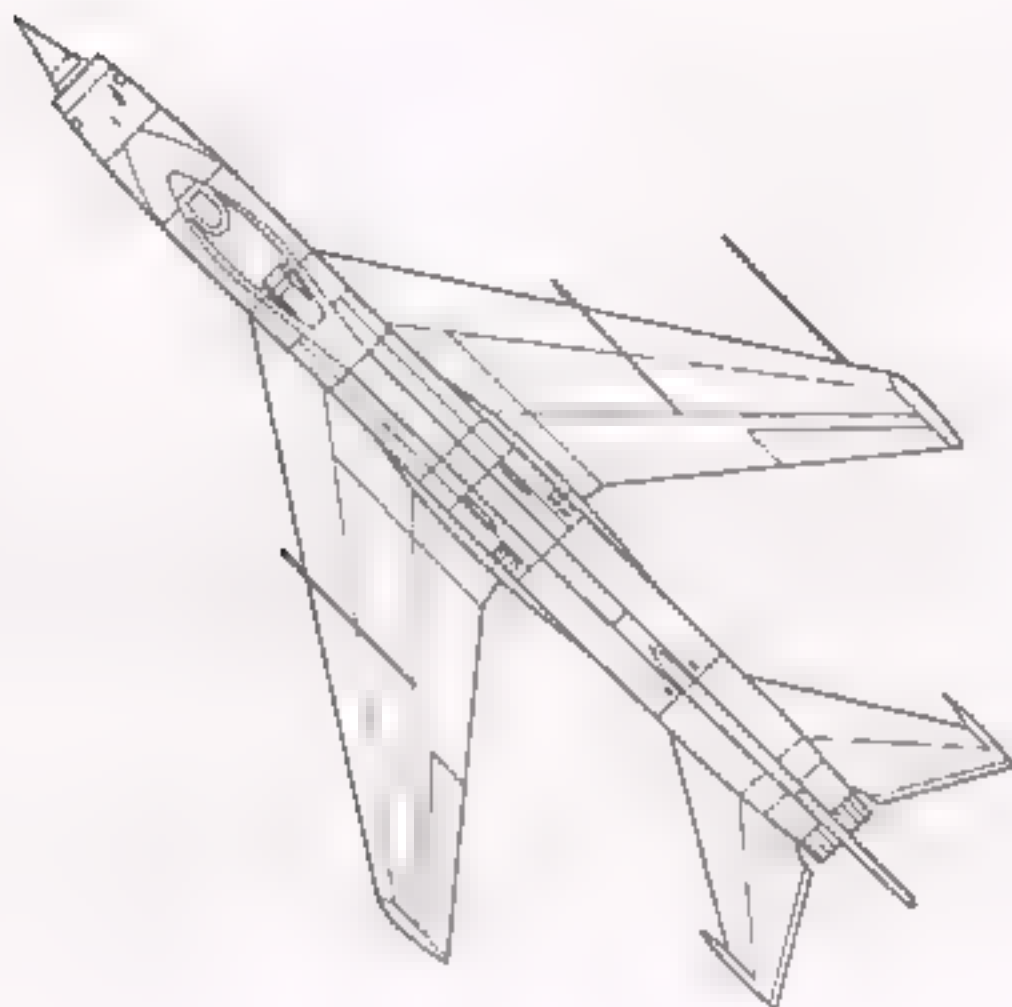
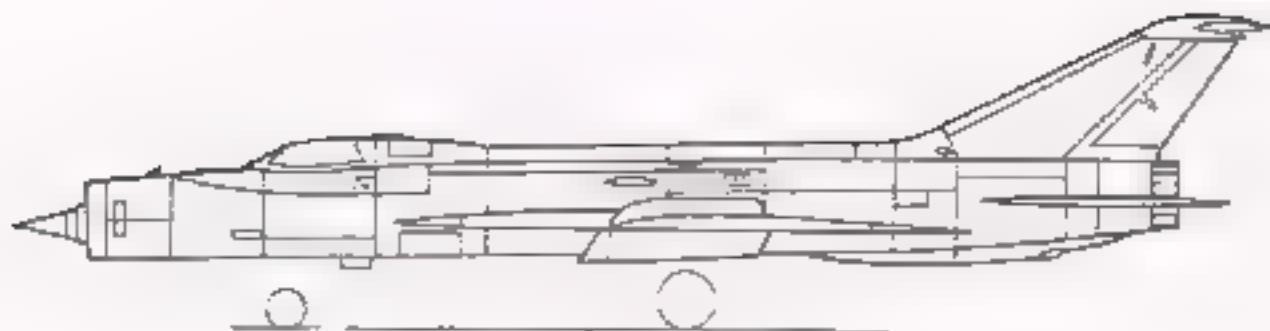
Jednomiejscowy całkowicie metalowy średniopłat ze skrzydłami skosnymi. Kadłub o przekroju okrągłym. W części przedniej czołowy chwyt powietrza ze stożkiem wlotowym. Usterzenie poziome płytowe.



I-75

DANE SAMOLOTÓW SERII I

Samolot	I-3	I-7	I-75	I-75B
Rok	1953	1956	1956	1957
Silnik				
typ	WK-3F	WK-3	AL-7F	AL-7F-1
cięż. kN	52,99	82,37	82,3	82,17
Długość [m]		16,73		16,96
Rozpiętość [m]		9,3		9,97
Powierzchnia nośna [m ²]		26,0		31,2
Skos skrzydła [°]	55	60	55	55
Masa startowa [kg]	6800	9270	7950	13000
Prędkość maksymalna [km/h]	1300	960	1200	2300
Pełup praktyczny [m]	13000	15000	19000	21000
Czas wznoszenia [min]		2,4		2,0
na wysokość [km]		15		10
Zasięg [km]	1500	1800		1000
Uzbrojenie	1 dz. 37 mm 2 dz. 23 mm	2 dz. 30 mm 4 bloki npr	2 dz. 30 mm 4 bloki npr	2 kpr



I-75

Zespół napędowy

Jeden silnik turboodrzutowy o dużym ciągu

Uzbrojenie

W pierwszych samolotach działka i niekierowane pociski rakietowe, w ostatnich I-75 oraz I-75F – dwa kierowane pociski rakietowe powietrze-powietrze choć przewidywano także użycie działka nowego typu, montowanego pod kadłubem (patrz rys. na s. 106).

MiG-21

Samolot myśliwski. Wczesny prototyp F-2 oblatany w 1955 r. produkcja seryjna rozpoczęła w 1958 r. Cztery kolejne generacje MiG-21 to myśliwce frontowe (na popularniejszy wśród nich MiG-21F-13), myśliwce przechwytyjące (MiG-21PF, MiG-21PFM), samoloty wielozadaniowe (MiG-21S, MiG-21SM, MiG-21SM3) oraz MiG-21bis. Powstały także seryjne warianty rozpoznawcze i szkolno-bojowe oraz wiele samolotów eksperymentalnych. Produkowany masowo, użytkowany w wielu krajach świata.

Opis dotyczy samolotu MiG-21F-13 późnej serii produkcyjnej.

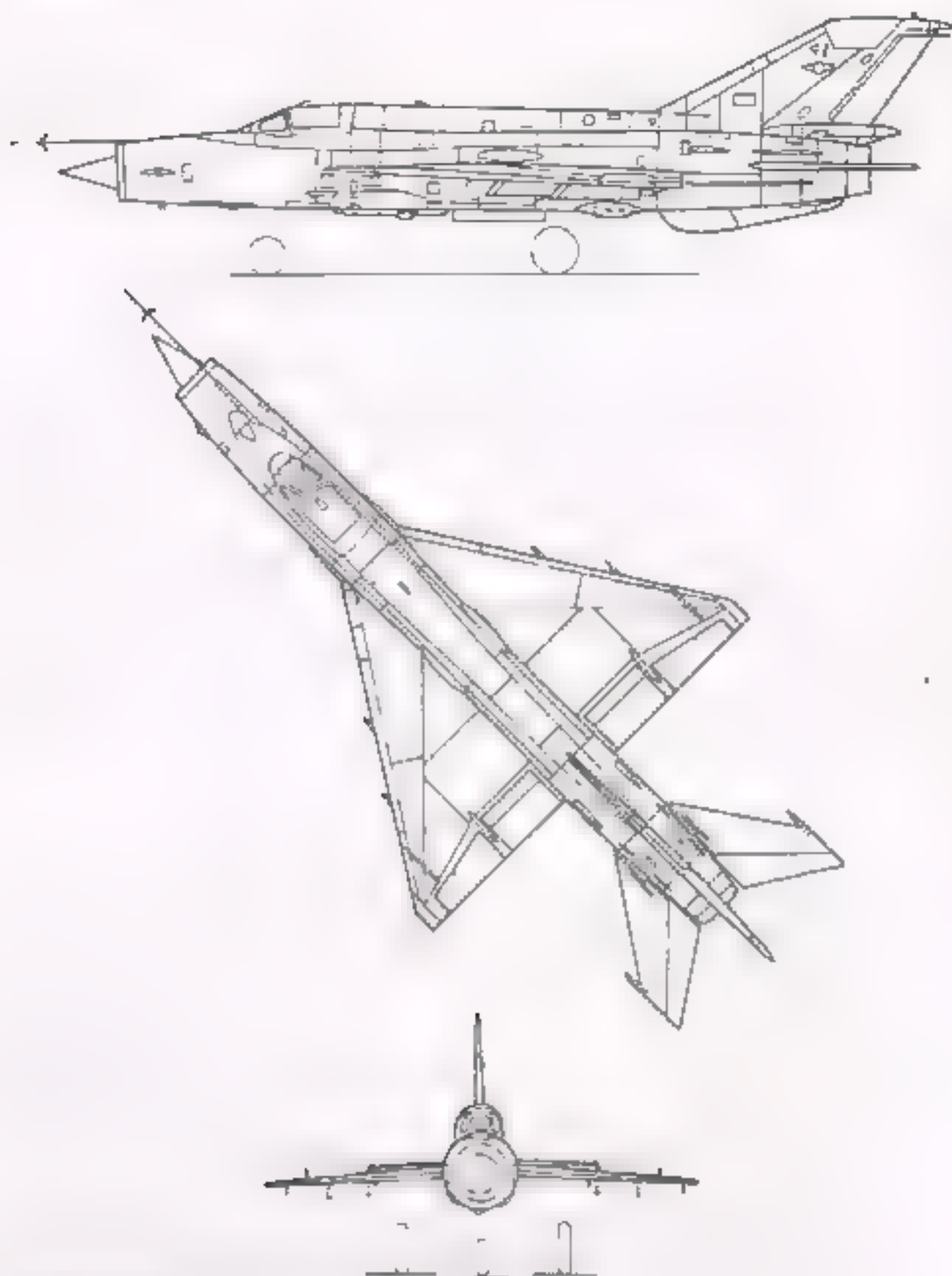
Platowiec

Jednomiejscowy, cantiosylowy, średniopłat ze skrzydłami trójkątnymi i płytowym uszczerzkiem wysokości. Konstrukcja całkowicie metalowa ze stopów aluminium D16, W95, ME 5T4, AK 4-1 i magnezu WM 65-1. W miejscach skupionych, węzłach – sta 30ChGSA i 30ChGSA.

Kadłub o konstrukcji półskorupowej, przekroje poprzeczne eliptyczne, uwzględniona reguła pół. Między wręgami 28 oraz 28A rozdzielany na część przednią i tylną. Szkielet części przegate z 28 wręg i niewielkiej wysokości podłaznic. Odpowiednia wytrzymałość dzięki nieco grubszej pokrywie (2-3,5 mm), co pozwala nie wykorzystywać przestrzeni wewnętrznej kadłuba. W przedniej części dyfuzora wlotowego stożek ruchomy o automatycznej regulacji przekroju wlotu (przy prędkościach $M = 1,5$ i zek wsunięty w zakresie od 1,5 do 1,9 – w położeniu pośrednim, ponad 1,9 – maksymalnie wysunięty). Po bokach przodu kadłuba kołpki przeciwpompazowe. Kanał wlotowy rozdziela się przed wręgą 6 omijającabinę pilota łącząc się za wręgą



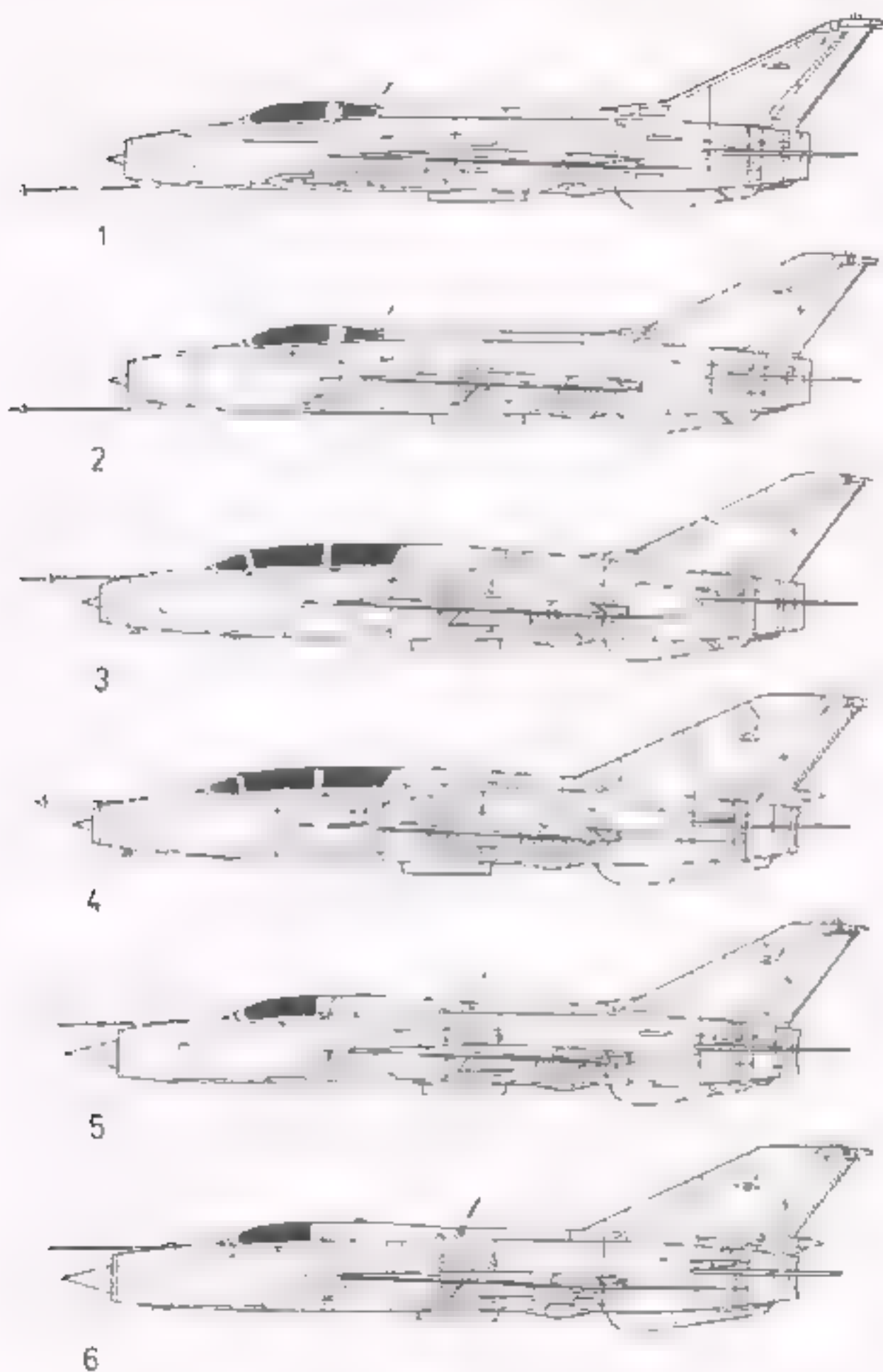
MiG-21F-13



MIG-21SM

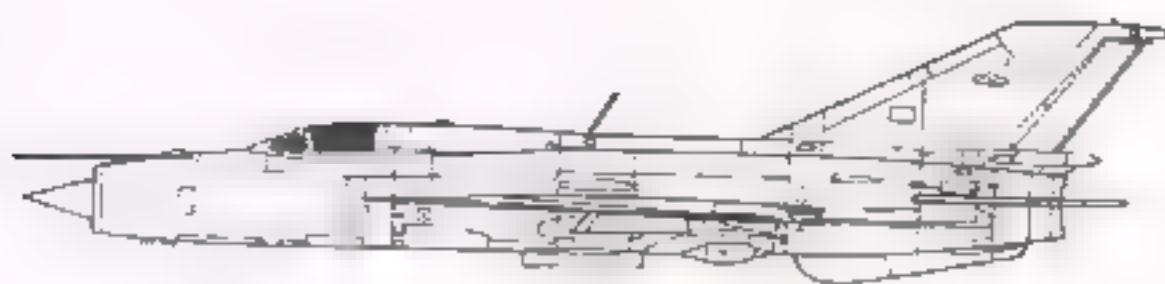
11. przed wręgą 22 przyjmuje kształt kołowy. Pod wlotem powietrza odbiornik ciśnienia powietrznych (awaryjny z prawej strony u góry). Między wręgami 3 oraz 6. u dołu wnęka podwozia przedniego.

W hermetycznej przestrzeni między wręgami 6 oraz 11 - kabina pilota z fotelem wyrzucanym umożliwiającym opuszczenie samolotu przy prędkości do 1100 km/h na wysokości ponad 110 m nad ziemią. Osłona kabiny otwierana do przodu, w razie katapultowania przylega do fotela zabezpieczając pilota (system katapultowania SK). Wewnątrz kabiny z przodu szyba



Wersje seryjne samolotu MiG-21

1 MiG 1.1F samolot 72, 2 MiG 1.1F, samolot 4 3 MiG-21C (samolot 66-400),
4 MiG 1.1C samolot 66-600, 5 MiG 21PF samolot 61 6 MiG 21PF-M samolot 71



7



8



9



10

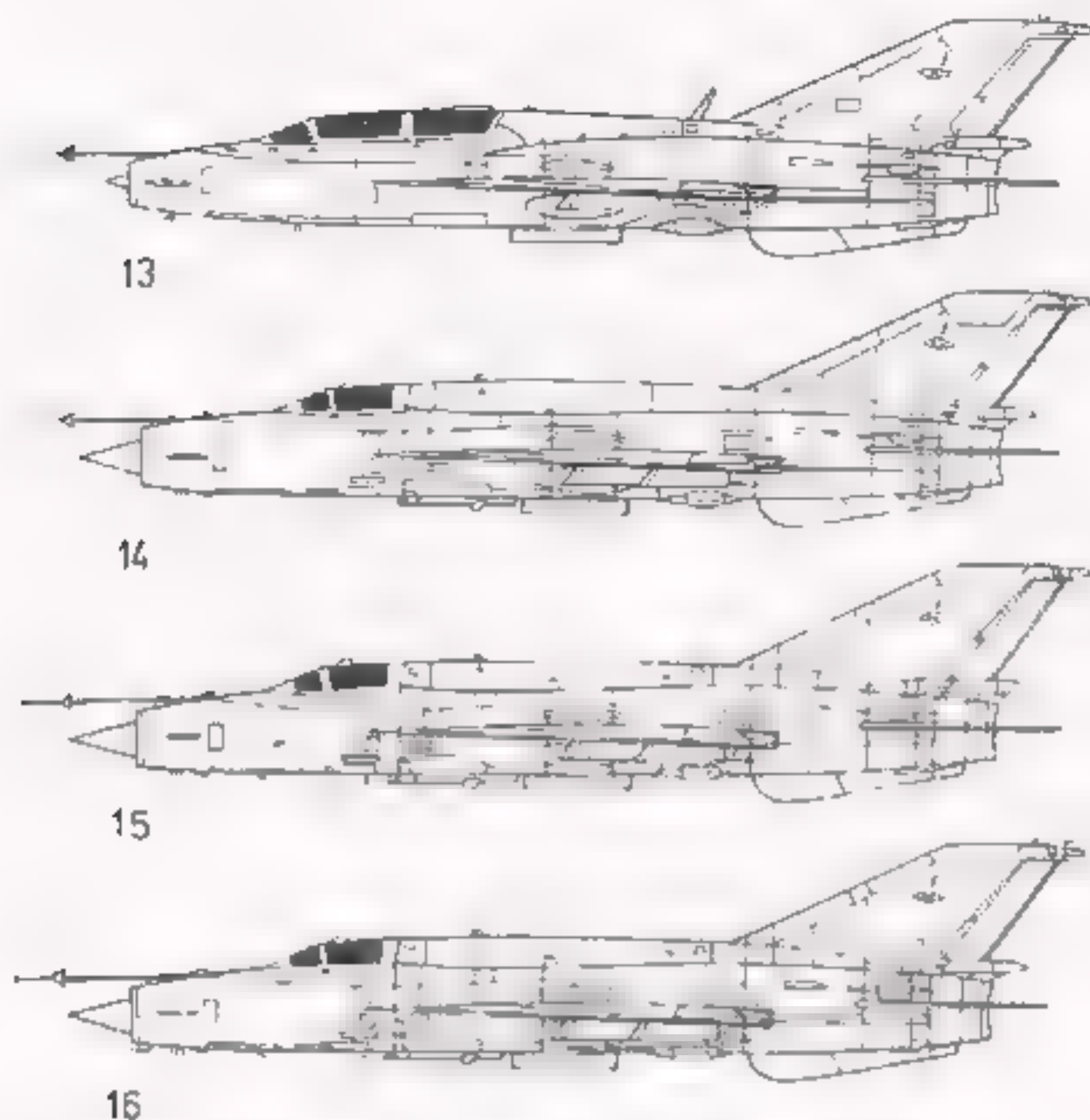


11



12

7 MiG-21 PFM samolot 94, 8 MiG-21 PF5, 9 MiG-21S (samolot 95), 10 MiG-21M (samolot 96), 11 MiG-21SM samolot 95M, MiG-21MF (samolot 96), 12 MiG-21R (samolot 94R).



13 — MiG-21L M (samolot 89), 14 — MiG-21SMT 1^o oraz 76 — MiG-21bis (samolot 74)

pancerna o grubość 62 mm, pancerne także płyty na wręgach 6. oraz 11 i zagłówek fotela pilota. Wysokościowy kombinezon kompensacyjny WKK-4. W niewysokiej owiewce łączącej osłonę kabiny pilota ze statecznikiem pionowym — ciągną układu sterowania, przewody rurowe i elektryczne.

Między wręgami 11. oraz 22., wokół kanału wlotowego i silnika ułożonych kolejno 6 miękkich zbiorników paliwa. Z prawej strony kadłuba poniżej kabiny działko NR-30, a za nim po obu stronach kadłuba do wręgi 11. mocowane dwa hamulce aerodynamiczne o łącznej powierzchni $0,76 \text{ m}^2$ i kącie wychylenia 25° . Trzeci hamulec aerodynamiczny, o powierzchni $0,47 \text{ m}^2$ i kącie wychylenia 40° , mocowany pod kadłubem na wrędze 25. Pod kadłubem belka podwieszenia dodatkowego zbiornika paliwa, po bokach wnęki podwozia głównego.

Tylna część kadłuba ma 13 wręg. U dołu, na całej długości grzebienia usłateczniającego, którego przednia część z materiału radiooprzeźroczystego kryje antenę urządzenia telemetrycznego. Największa wysokość grzebienia 35,2 cm. Z lewej strony wnęki ze spadochronem hamującym o powierzchni 16 m^2 . Wewnątrz, między wręgami 29 i 34., żaroodporna osłona silnika z karbo-

wanej stal nierdzewnej. Długość kadłuba (bez usterzenia, stożka wlotowego i rurki Pitota) – 12,7 m, samolotu bez stożka i rurki Pitota – 13,46 m, długość całkowita – 15,76 m. Średnica kadłuba 1,342 m, powierzchnia przekroju – 28 m². Wysokość samolotu 4,10 m.

Skrzydła trojkątne z obciętymi zakończeniami. Kąt skosu 57° profil szybkościowy CAGI o grubości względnej 4,2° w nasadzie i 5° przy końcach. Kąt nastawienia 0° – kąt wzniosu – 2°. Szkielec nosny każdego skrzydła składający się z dźwigara, belek głównej, podłużnicy przedniej i tylnej oraz układu żeberek (w części przedniej 26, w tylnej 12). Grubość pokrycia od 1,5 do 2,5 mm. Na górnej powierzchni skrzydeł dwie niewielkie prowadnice aerodynamiczne oraz przerywacze poprawiające skuteczność lotek. Na dolnej – wnęki na gołenie podwozia, węzły zawieszenia belek z uzbrojeniem, reflektory anteny i urządzenia radiotelekomunikacyjne. Wewnątrz każdego skrzydła cztery integralne zbiorniki paliwa. Skrzydła mocowane do kadłuba w pięciu miejscach. W pobliżu krawędzi spływu skrzydeł – lotki i klapy. Lotki o powierzchni 0,59 m² każda, o kompensacji aerodynamicznej, na lewej lotce klapka wyrównowążająca. Klapy skrzydłowe typu CAGI o przesuwanej osi obrotu o powierzchnię 0,935 m² każda. Zarówno klapy jak i lotki poruszane przez instalację hydrauliczną. W układzie sterowania lotek wzmacniacz BL-45. Rozpiętość płata 7,154 m, powierzchnia 23,0 m², wydłużenie 2,22.

Usterzenie pionowe składające się ze statecznika i steru kierunku zawieszonego na trzech węzłach. Łączna powierzchnia 3,8 m² (w samolotach MiG-21F – 4,08 m², usterzenie węższe i nie wyższe). Kąt skosu 60° względem krawędzi natarcia. Profil symetryczny S-11 o grubości 6°. Ster o powierzchni 0,965 m² o osiowej kompensacji aerodynamicznej wychylany o 25°. Pokrycie części przedniej statecznika o grubości – 2 mm, pozostałe 0,8 mm. Usterzenie poziome płytowe o skosie 55°, powierzchnia części ruchomej 3,24 m², rozpiętości 3,74 m. Profil symetryczny A6A o grubości 6°. Usterzenie poziome wychylane o 7,5° w górę i 16,5° w dół, ma automat regulacji sterowania ARU-3W.

Podwozie trójkołowe z gołenią przednią typu wahaczowego, głównymi typu wspornikowego. Chlen przednia wahaczana do kadłuba w kierunku lotu, gołenie główne do skrzydeł, koła do kadłuba z jednoczesnym obrotem o 8°. Wypuszczanie wahacz podwozia hydrauliczne, awaryjne – pneumatyczne, sprężonym powietrzem z butli. Rozstaw koł podwozia głównego 2,692 m, baza podwozia 4,810 m. Rozmiary koł głównych 660 × 200 mm, koła przedniego 500 × 180 mm. Koła mają hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwpobliżgowym i tłumik drgań.

Zespół napędowy

Dwuwałowy silnik turboodrzutowy R-11F-300 (miejsczej 374) o masie 1182,2 kg, ułożony wewnątrz kadłuba. Ma sześciostopniową sprężarkę osiową, dziesięć komór spalania we wspólnej osłonie, dwustopniową osiową turbinę oraz komorę dopalacza z dyszą wylotową. Ciąg bez dopalacza 38,2 kN, z dopalaczem regulowany w zakresie 48,0–56,4 kN. Paliwo w sześciu zbiornikach kadłubowych o pojemnościach 235, 720, 265, 200, 240, 240 dm³ oraz czterech skrzydłowych – dwóch po 175 i dwóch po 110 dm³ – łącznie 2470 dm³. Pod kadłubem możliwe podwieszanie dodatkowego zbiornika o pojemności 490 dm³. Aby utrzymać wyrównowagę samolotu, pobieranie paliwa ze zbiorników odbywa się w ustalonej kolejności. Na MiG-21F i pierwszej serii MiG-21F-13 silnik R-11F-300 o ciągu maksymalnym 36,8 kN, z dopalaniem 53,9 kN, a zapas paliwa w zbiornikach wewnętrznych 2280 dm³ (sześciu kadłubowych i dwóch skrzydłowych).

Wyposażenie

Wyposażenie radioelektroniczne: radiostacja LK-802, automatyczny radiokompas ARK-10, radiowysokosciomierz małych wysokości RW-U'M (RW-3), urządzenie odpowiadające SRO-2, sygnalizator przelotu MRP-56P, stacja aktywnej odpowiedzi SOD-57 i urządzenie ostrzegawcze „Syrena”. Podstawowe przyrządy pilotażowo-nawigacyjne: prędkościomierz KUSI-2500K, machometr M-2,5K, barometr KSI, sztuczny horyzont AGD-1, pilot automatyczny KAP-2K. Pilot automatyczny KAP-2K umożliwia tłumienie drgań, stabilizuje zadany kąt przechylenia w zakresie + 35° oraz sprowadza samolot do lotu poziomego w przypadku utraty orientacji przez pilota. W kabynie znajdują się także przyrządy kontroli pracy silnika oraz innych agregatów, instalacja. Działanie na dużych wysokościach umożliwia komplet wyposażenia tlenowego KKO-5.

Uzbrojenie

Uzbrojenie artyleryjskie: jedno działko NR-30 w prawej dolnej części kadłuba z zapasem 60 naboju. Na dwóch belkach podskrzydłowych możliwe podwieszenie uzbrojenia rakietowego lub bombowego, które stanowią kierowane pociski rakietowe na podczerwień K-13 (R-3S), zbiorniki UB-16-57U, każdy z szesnastoma niekierowanymi pociskami rakietowymi S-5, ciężkie niekierowane pociski rakietowe S-24 lub bomby o masie do 500 kg. Do celowania automatyczny optyczny celownik strzelecki ASP-5ND sprzężony z radiolokalizatorem SRD-5M. Możliwe także wyposażenie samolotu w aparat fotograficzny AfA-39. W samolocie MiG-21F dwa działka NR-30 po obu stronach kadłuba, z zapasem po 30 naboju. W pierwszej serii MiG-21F-13 jedno działko z zapasem 30 naboju.

Dane samolotu MiG-21F-13 (dane masowe dotyczą samolotów pierwszych serii, w nawiasie - ostatnich serii)

Masa własna	4871 kg (4980 kg)
Masa startowa	
• z dwiema rakietami K-13	7100 kg (7370 kg)
• z dwiema rakietami K-13 i dodatkowym zbiornikiem paliwa	7570 kg
• maksymalna	8386 kg (8625 kg)
Prędkość maksymalna na wysokości	
0 m	1100 km/h
12 500 m	2125 km/h
Maksymalna liczba Macha	M = 2,05
Pułap praktyczny	19 000 m
Czas wznoszenia w locie z dopalaczem na wysokość	
• 5000 m	1,5 min (bez podwieszeń)
• 10 000 m	3,2 min (z dwiema rakietami)
• 19 000 m	10,9 min (z dwiema rakietami)
• 19 000 m	13,5 min (z dwiema rakietami i dodatkowym zbiornikiem paliwa)
Zasięg	
• bez zbiornika dodatkowego	1300 km
• ze zbiornikiem dodatkowym	1580 km

Długość trwania lotu

bez zbiornika dodatkowego

1 h 37 min

ze zbiornikiem dodatkowym

1 h 56 min

Prędkość lądowania

260-270 km/h

Zmiany wprowadzone w drugiej generacji MiG-21 w porównaniu z MiG-21F-13 (na przykładzie MiG-21PFM, wersja 94)

Samolot MiG-21PFM jest myśliwcem przechwytyjącym. Jednym z podstawowych zmian to wyposażenie w stację radiolokacyjną RP-21M „Sapfir” pozwalającą wykrywać cele powietrzne w nocy i w trudnych warunkach atmosferycznych. Konstrukcja kadłuba w zasadzie nie zmieniła, oprócz części przedniej. Długość kadłuba 12,29 m. Stożek wlotu z materiału radioprzezroczystego o grubości 14 mm o znacznie większych rozmiarach, kryjący antenę stacji radiolokacyjnej. Wysuwany o 20 cm (na ziemi w celu umożliwienia dostępu do wyposażenia o długości 60 cm). Część powietrza z dyfuzora wlotowego używana do chłodzenia bloków radaru (przy prędkości do $M = 1,35$). Rarka Pilot PWD-5 przemieszczona nad otwór wlotowy. Fotel wyrzucany KM-1, o nowej konstrukcji umożliwia katapultowanie się przy prędkości przyrządowej od 130 do 1200 km/h na wysokości od 0 do 25 000 m. Zmieniona osłona kabiny składająca się z nieruchomej części przedniej i części ruchomej otwieranej na prawy bok. Z kabiny wypukła owiewka mieszcząca siedzący kadłubowy zbiornik paliwa. Pojemnik na spadochron hamujący PT-21UK przemieszczony do podstawy statecznika pionowego. Powierzchnia przednich hamulców aerodynamicznych zwiększona do 0,884 m².

Plat o nowej konstrukcji klap kłapy z nadciśnieniem (tzw. system SPS, od słów po granicznego słota). Powietrze wydmuchiwane ze szczelin przed klapami polierne jest za sprężarki smoka i doprowadzane karami gazowymi wewnątrz skrzydeł. Powierzchnia kłap 2 x 0,92 m², wychylenie podczas startu 25°, podczas lądowania 45°. Pozostałe dane bez zmian.

Usterzenie pionowe wyposażone w statecznik o prostej krawędzi natarcia i powierzchni zwiększonej do 5,32 m² (sier bez zmian).

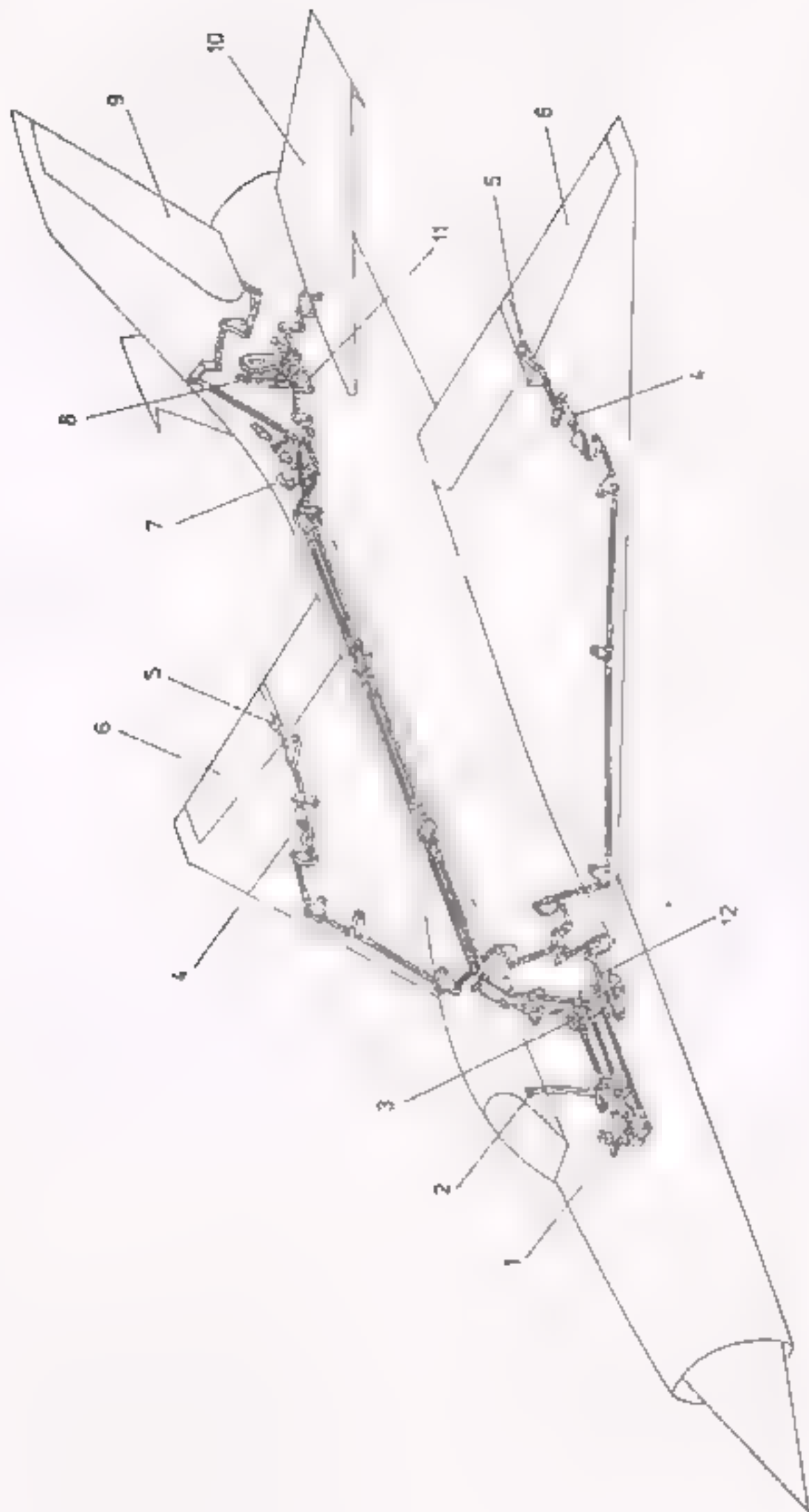
Podwozie główne z kołami o zwiększonej średnicy (830 mm). Nieznacznie zmniejszony rozstaw kół (2 787 mm – baza podwozia, 4 210 mm).

Napęd stanowi zmodernizowany silnik R-11F-2S-300-37F-2S. S oznacza przystosowanie do systemu SPS o maksymalnym ciągu 60,6 kN. Łożo paliwa w zbiornikach wewnętrznych zwiększona do 2680 dm³ dzięki utworzeniu nowego międzyowego zbiornika nr 7 w owiewce za kabiną pilota. Dodatkowe wyposażenie służące do skracania długości rozbiegu to dwa startowe przyspieszacze rakietowe SPRD-99 o ciągu 24,5 kN każdy, które można podwieszać po bokach kadłuba.

U nowoczesnego wyposażenia (np. użyto nowego typu urządzenia zapytująco-odpowiadającego „Chrom-Nikiel”).

SKŁADOWOŚĆ PRZYSPIESZACZY STARTOWYCH SPRD-99 I SYSTEMU SPS NA SAMOLOCIE MiG-21PFM

Długość rozbiegu	bez SPRD-99 i z minimalnym dopasaniem	850-1350 m
	z SPRD-99 i z pełnym dopasaniem	360-430 m
Długość dobiegu	z hamowaniem kół	1 100-1250 m
	z hamowaniem kół i wypuszczeniem spadochronu	850-950 m
	z hamowaniem kół, wypuszczeniem spadochronu i włączonym systemem SPS	420-500 m



Układ sterowania samolotu MiG 21PFM

1 sterownica dolna 2 drążek sterowy 3 przekładnia sterowania 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 30 31 32 33 34 35 36 37 38 39 40 41 42 43 44 45 46 47 48 49 50 51 52 53 54 55 56 57 58 59 60 61 62 63 64 65 66 67 68 69 70 71 72 73 74 75 76 77 78 79 80 81 82 83 84 85 86 87 88 89 90 91 92 93 94 95 96 97 98 99 100 101 102 103 104 105 106 107 108 109 110 111 112 113 114 115 116 117 118 119 120 121 122 123 124 125 126 127 128 129 130 131 132 133 134 135 136 137 138 139 140 141 142 143 144 145 146 147 148 149 150 151 152 153 154 155 156 157 158 159 160 161 162 163 164 165 166 167 168 169 170 171 172 173 174 175 176 177 178 179 180 181 182 183 184 185 186 187 188 189 190 191 192 193 194 195 196 197 198 199 200 201 202 203 204 205 206 207 208 209 210 211 212 213 214 215 216 217 218 219 220 221 222 223 224 225 226 227 228 229 230 231 232 233 234 235 236 237 238 239 240 241 242 243 244 245 246 247 248 249 250 251 252 253 254 255 256 257 258 259 260 261 262 263 264 265 266 267 268 269 270 271 272 273 274 275 276 277 278 279 280 281 282 283 284 285 286 287 288 289 290 291 292 293 294 295 296 297 298 299 300 301 302 303 304 305 306 307 308 309 310 311 312 313 314 315 316 317 318 319 320 321 322 323 324 325 326 327 328 329 330 331 332 333 334 335 336 337 338 339 340 341 342 343 344 345 346 347 348 349 350 351 352 353 354 355 356 357 358 359 360 361 362 363 364 365 366 367 368 369 370 371 372 373 374 375 376 377 378 379 380 381 382 383 384 385 386 387 388 389 390 391 392 393 394 395 396 397 398 399 400 401 402 403 404 405 406 407 408 409 410 411 412 413 414 415 416 417 418 419 420 421 422 423 424 425 426 427 428 429 430 431 432 433 434 435 436 437 438 439 440 441 442 443 444 445 446 447 448 449 450 451 452 453 454 455 456 457 458 459 460 461 462 463 464 465 466 467 468 469 470 471 472 473 474 475 476 477 478 479 480 481 482 483 484 485 486 487 488 489 490 491 492 493 494 495 496 497 498 499 500 501 502 503 504 505 506 507 508 509 510 511 512 513 514 515 516 517 518 519 520 521 522 523 524 525 526 527 528 529 530 531 532 533 534 535 536 537 538 539 540 541 542 543 544 545 546 547 548 549 550 551 552 553 554 555 556 557 558 559 560 561 562 563 564 565 566 567 568 569 570 571 572 573 574 575 576 577 578 579 580 581 582 583 584 585 586 587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599 600 601 602 603 604 605 606 607 608 609 610 611 612 613 614 615 616 617 618 619 620 621 622 623 624 625 626 627 628 629 630 631 632 633 634 635 636 637 638 639 640 641 642 643 644 645 646 647 648 649 650 651 652 653 654 655 656 657 658 659 660 661 662 663 664 665 666 667 668 669 670 671 672 673 674 675 676 677 678 679 680 681 682 683 684 685 686 687 688 689 690 691 692 693 694 695 696 697 698 699 700 701 702 703 704 705 706 707 708 709 710 711 712 713 714 715 716 717 718 719 720 721 722 723 724 725 726 727 728 729 730 731 732 733 734 735 736 737 738 739 740 741 742 743 744 745 746 747 748 749 750 751 752 753 754 755 756 757 758 759 760 761 762 763 764 765 766 767 768 769 770 771 772 773 774 775 776 777 778 779 780 781 782 783 784 785 786 787 788 789 790 791 792 793 794 795 796 797 798 799 800 801 802 803 804 805 806 807 808 809 810 811 812 813 814 815 816 817 818 819 820 821 822 823 824 825 826 827 828 829 830 831 832 833 834 835 836 837 838 839 840 841 842 843 844 845 846 847 848 849 850 851 852 853 854 855 856 857 858 859 860 861 862 863 864 865 866 867 868 869 870 871 872 873 874 875 876 877 878 879 880 881 882 883 884 885 886 887 888 889 890 891 892 893 894 895 896 897 898 899 900 901 902 903 904 905 906 907 908 909 910 911 912 913 914 915 916 917 918 919 920 921 922 923 924 925 926 927 928 929 930 931 932 933 934 935 936 937 938 939 940 941 942 943 944 945 946 947 948 949 950 951 952 953 954 955 956 957 958 959 960 961 962 963 964 965 966 967 968 969 970 971 972 973 974 975 976 977 978 979 980 981 982 983 984 985 986 987 988 989 990 991 992 993 994 995 996 997 998 999 1000

Zasadniczą zmianą w uzbrojeniu to wprowadzenie stacji radiolokacyjnej RP-21M, co umożliwiło zwarzanie uzbrojenia rakietowego. Oprócz rakiet na podczerwień R-3S można stosować naprowadzane radiolokacyjnie RS-2LS (K-5). Usunięto stałe działko, istniejące jedynie w osi podwieszenia pod kadłubem zasobnika GP-9 z działkiem GSz-23. Oprócz celownika radiolokacyjnego zamontowany optyczny celownik strzelecki PKI (ASP PF).

Dane samolotu MiG-21PF M

Masa startowa

z dwiema rakietami K-13	7750 kg
z dwiema rakietami K-13 i dodatkowym zbiornikiem paliwa	8220 kg
maksymalna	9080 kg

Prędkość maksymalna 2175 km/h

Maksymalna liczba Macha $M = 2,05$

Prępek praktyczny 19 000 m

Czas wznoszenia w locie z dopalaczem na wysokość 19 000 m 11,4 min (z dwiema rakietami i dodatkowym zbiornikiem paliwa)

Zasięg

bez zbiornika dodatkowego	1370 km
ze zbiornikiem dodatkowym	1680 km

Długość lotu

bez zbiornika dodatkowego	1 h 47 min
ze zbiornikiem dodatkowym	2 h 09 min

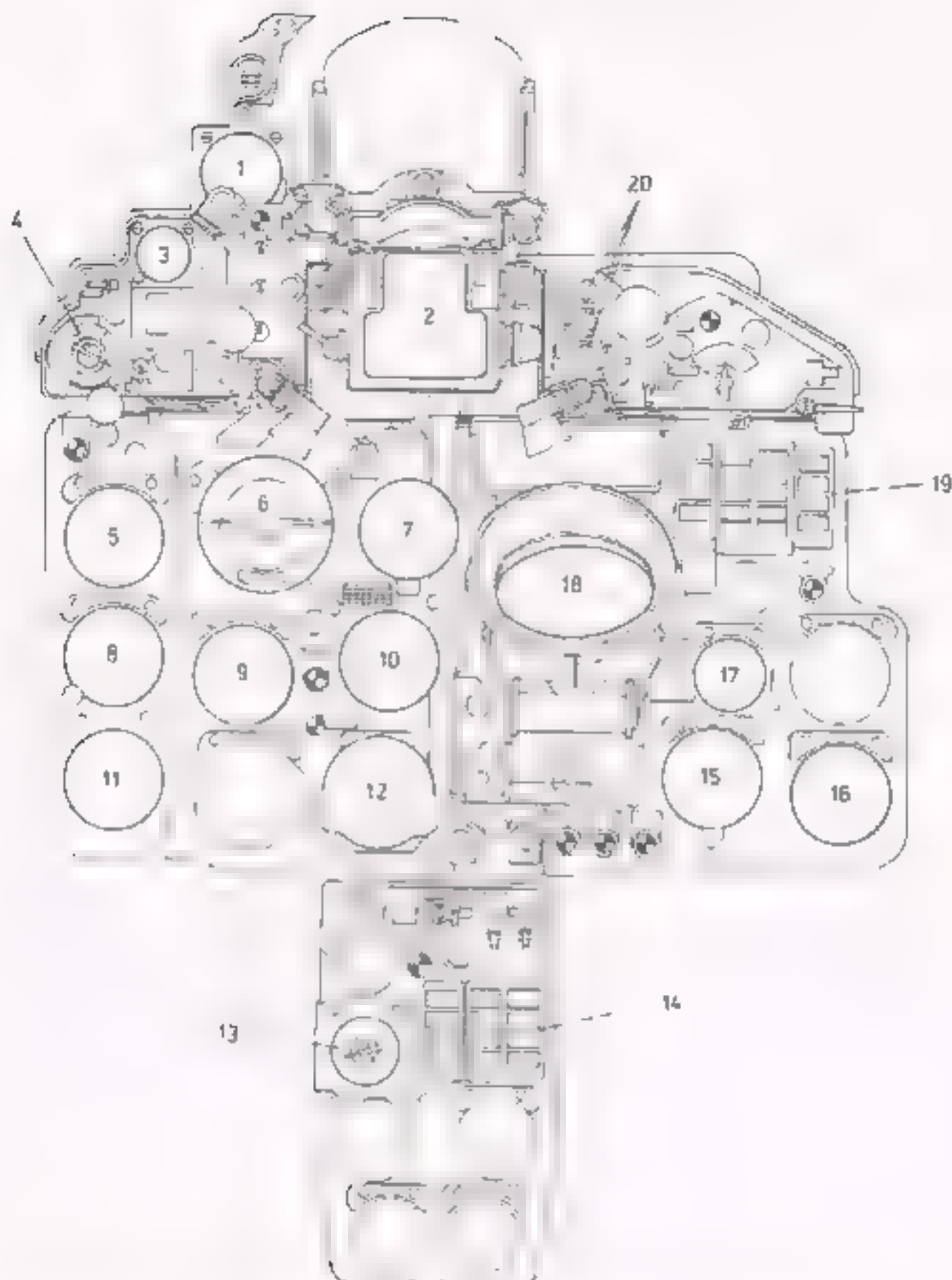
Zmiany wprowadzone w trzeciej generacji MiG-21 w porównaniu z MiG-21PF M (na przykładzie MiG-21SM)

MiG-21SM to samolot wielozadaniowy ze wzmocnionym uzbrojeniem, nowym silnikiem i wyposażeniem.

Na nadziei widoczne różnice w wyglądzie zewnętrznym to przesunięcie w prawo rurki P tota (PWD 7), peryskop na osłonie kabiny pilota i powiększona owiewka za kabiną, ciągnąca się do statecznika pionowego. Pod skrzydłami, oprócz dwóch istniejących poprzecznie, dodano dwie dłuższe belki. Niewielkim zmianom uległ obrzys górnej części statecznika pionowego (wskutek nowego wyposażenia i w celu ułatwienia dostępu). Podwozie bez zmian, jedynie zwiększone ciśnienie w kołach głównych.

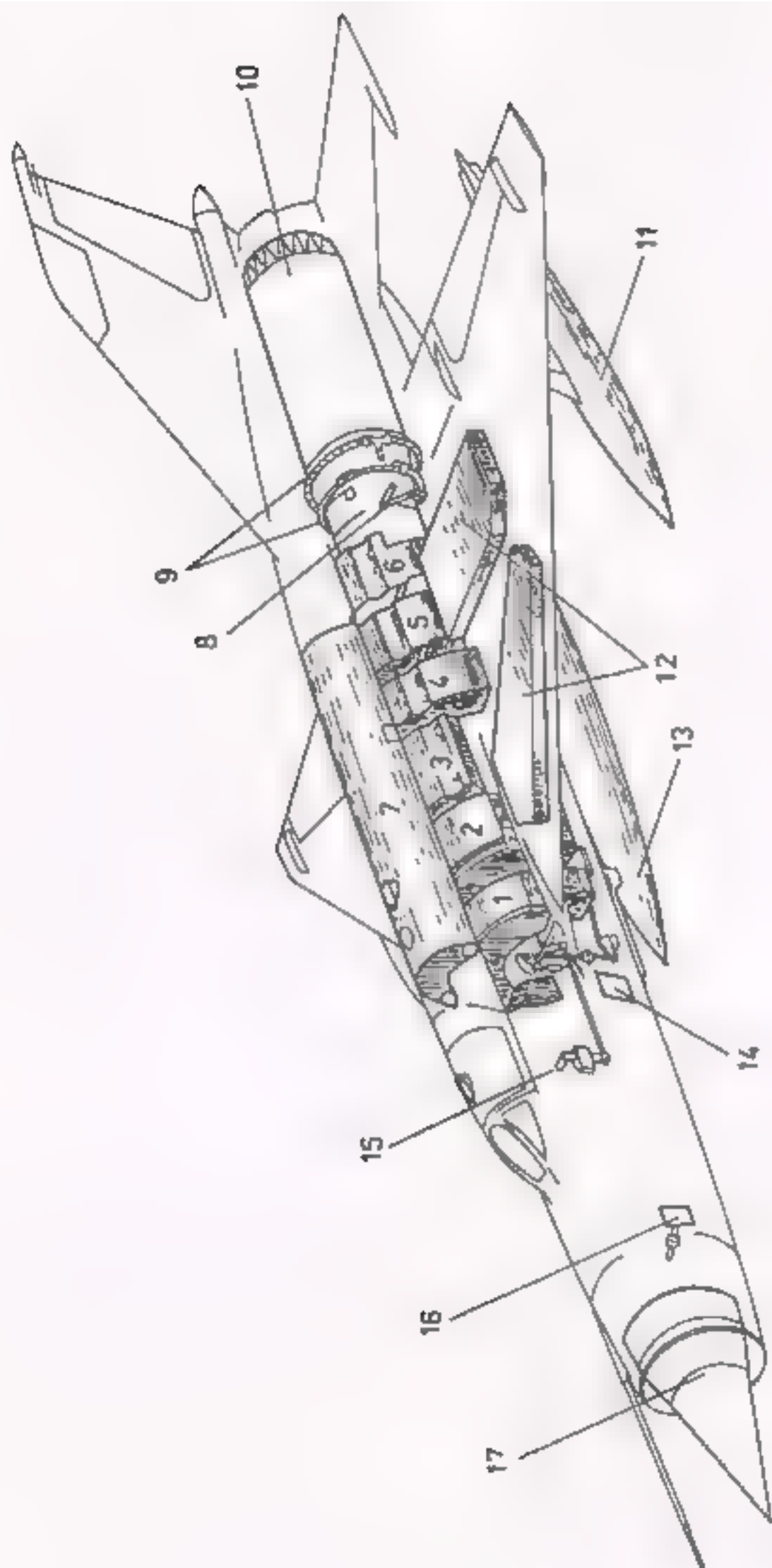
Zastosowano nowy silnik R-13F-300 o ciągu z dopalaniem ok. 65 kN. Z powodu rozbudowania wyposażenia usunięto zbiornik paliwowy nr 1 (bezpośrednio za kabiną), powiększając zbiornik nr 7 (na kadłubie). Pociągnęło to za sobą dłuższe zmiany w instalacji paliwowej i inną kolejność opróżniania zbiorników. Dodatkowe zbiorniki paliwa można podwieszać nie tylko na belce podkadłubowej, ale również na dwóch zewnętrznych belkach podskrzydłowych.

Zmodernizowano wyposażenie radioelektroniczne oraz pilotażowo-nawigacyjne, wprowadzając np. nowego autopilota AP-155 o znacznie większych możliwościach. AP-155 zapewnia tłumienie drgań, sprowadzenie samolotu do lotu poziomego, stabilizację dowolnych kątów przechylenia, pochylenia, stabilizację dowolnego kursu i wysokości lotu.



Tablica przyrządów pokładowych samolotu MiG-21M (opis uproszczony)

1 — wskaźnik przeciążenia mierzący przyspieszenia 3GP; 2 — wskaźnik położenia środka wiotowego; 3 — przełącznik rodzaju uzb. zasilania; 4 — zespół prędkościomierzy z KL SI-2500K; 5 — wskaźnik zeńcenego horyzontu AC/D; 6 — dółceń wiatrowego horyzontu DA-700; 7 — dwuwskazówkowy wysokościomierz WDJ-1K; 8 — wskaźnik kątów; 9 — machometr M-7-5K; 10 — wskaźnik autowysokościomierza RW-1M; 11 — zegarek lotniczy; 12 — przełącznik nastawienia niebezpiecznej wysokości; 13 — tablica sygnałowa na zagrożenie; 14 — wskaźnik przepływomierza; 15 — pomiaru ZA; 16 — wskaźnik temperatury olejów wlotowych; 17 — dwuwskazówkowy wskaźnik ciśnienia w instalacjach hydraulicznych; 18 — blok sterów radiolokacyjnych; 19 — tablica sygnałowa zespołu napędowego; 20 — przyciski przeladowania uzbrojenia artylerii i rakiet



Zespół napędowy MiG-21bis

1 silnik 2 dwuczłonowy zbiornik paliwa nr 2, 3 do 6 zbiornik, paliwa nr 3 do 6, 7 układany zbiornik paliwa, 8 mocowane silnika, 9 instalacja przeciwpalająca, 10 silnik, 11 podskrzydłowy dodatkowy zbiornik paliwa, 12 wewnętrzny dodatkowy zbiornik paliwa, 13 podkadłubowy dodatkowy zbiornik paliwa, 14 zasłona startowa, 15 dźwignia sterowania silnikiem, 16 zasłona przeciwpalająca, 17 stożek wlotowy

Uzbrojenie stanowi stałe dwulufowe działko GSz-23L umieszczone pod kadłubem, przed występnikiem na zbiornik paliwa. Uzbrojenie rakietowe i bombowe można podwieszać na czterech belkach podskrzydłowych (odległość belek wewnętrznych od płaszczyzny symetrii samolotu wynosi ok. 2,05 m, zewnętrznych – 2,57 m). Zastosowano nową stację radiolokacyjną. W wariantcie rozpoznawczym możliwe podwieszenie pod kadłubem specjalnego zasobnika z wyposażeniem fotograficznym lub radiolokacyjnym.

Oprócz wymienionych powyżej w konstrukcji MiG-21SM wprowadzono szereg drobnych zmian, mających na celu polepszenie własności użytkowych, niezawodności itp.

Reprezentujący czwarte pokolenie samolot MiG-21bis ma przeznaczenie i konstrukcję podobne do MiG-21SM. Został wyposażony w silnik R-25-300 o ciągu z dopalaniem ok. 95 kN (silnik dwuwałowy z osmiostopniową sprężarką, dwustopniową turbiną i regulowaną dyszą wylotową). W niektórych seriach produkcyjnych pod wlotem powietrza i na szczycie statecznika pionowego znajdują się nowe anteny urządzeń elektronicznych. Asortyment uzbrojenia rakietowego poszerzono o nowe typy kierowanych pocisków powietrze-powietrze.

DANE SAMOŁOTÓW DOŚWIADCZALNYCH I PROTOTYPÓW SERII E

Samolot	E-41	E-502	E-2A	E-5	E-61	E-7	E-6U
Rok	1955	1955	1956	1956	1958	1960	1961
Silnik typ	RD-9F	TRD-9E + + S-155	RD-11	RD-11	R-11F	R-11F2	R-11F
ciąg [kN]		37,3 + 19,6	50,0	50,0	53,9		
Masa startowa [kg]		8100	8250		8850	7750	
Prędkość maksymalna [km/h]	1296	2460	1900	2000	2125	2175	2175
Wzrost [m]	16400	21600	18000	18000		19000	19100
Czas wznoszenia [min]	1,6	9,4	1,3	3,4	1,2	11,4	6,0
na wysokość [km]	5	20	10	35	10	19	10
Zasięg [km]	1120	450	2000	1400	1810	1550	1430
Uzbrojenie artyleryjskie	3 dz. NR-30	2 dz. NR-10	3 dz. NR-30	3 dz. NR-30	2 dz. NR-30		1 km A-12,7

E-150, E-152

Ciężki wysokościowy myśliwiec przechwytyjący działający w automatycznym systemie przechwytywania i ataku „Uragan-5”, do przechwytywania z dowolnego kierunku bombowców naddźwiękowych. E-150 zbudowano w 1958 roku, kolejno oblatano E-152A (1959 r.), E-152 (1960 r.) i E-152M (1961 r.). Po przeróbkach z samolotu E-152M powstał rekordowy E-166.

Platowiec

Jednomiejscowy całkowicie metalowy średniopłat w układzie klasycznym, zbliżonym do MiG-21. Kadłub o przekroju okrągłym. W części przedniej czołowy chwyt powietrza z dużym stożkiem wlotowym. Skrzydła samolotu E-152 trapezowe, pozostałych trójkątne. Usterzenie poziome płytowe. Podwozie trójkółowe.

Zespół napędowy

Jeden silnik turbodrzutowy R-15 lub w samolocie E-152A dwa silniki R-11F

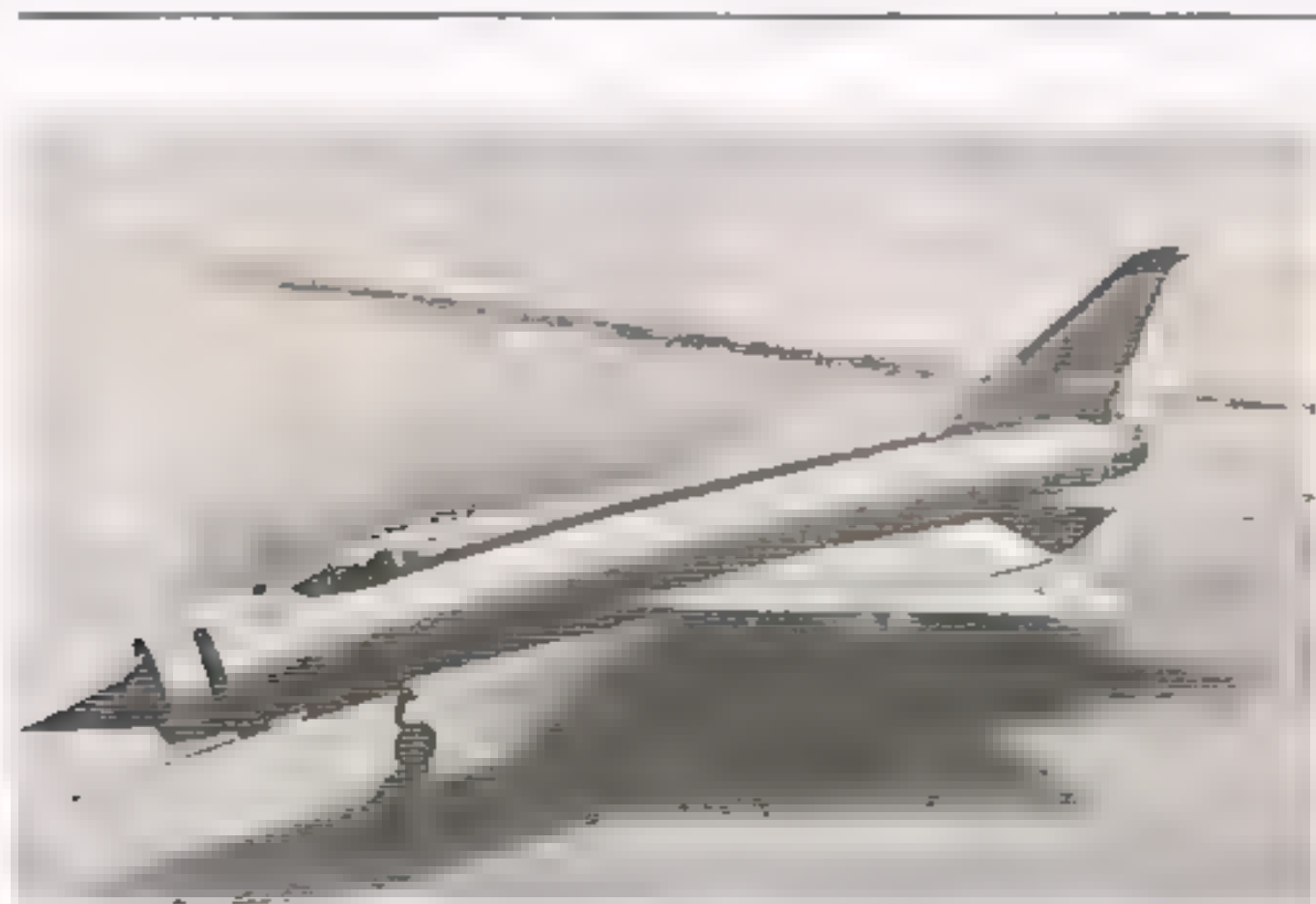
Uzbrojenie

Uzbrojenie wyłącznie rakietowe — 2 ciężkie pociski K-8 lub K-9, w E-152 podwieszone na końcach skrzydeł, w pozostałych — pod nimi. Stacja radiolokacyjna „Uragan-5B” współdziałająca z kompleksem przechwytywania „Uragan-5”

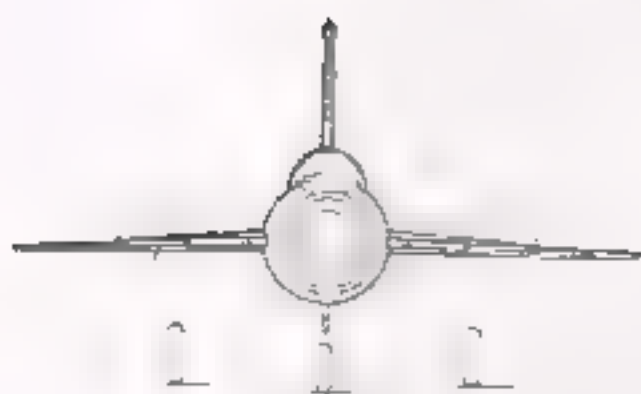
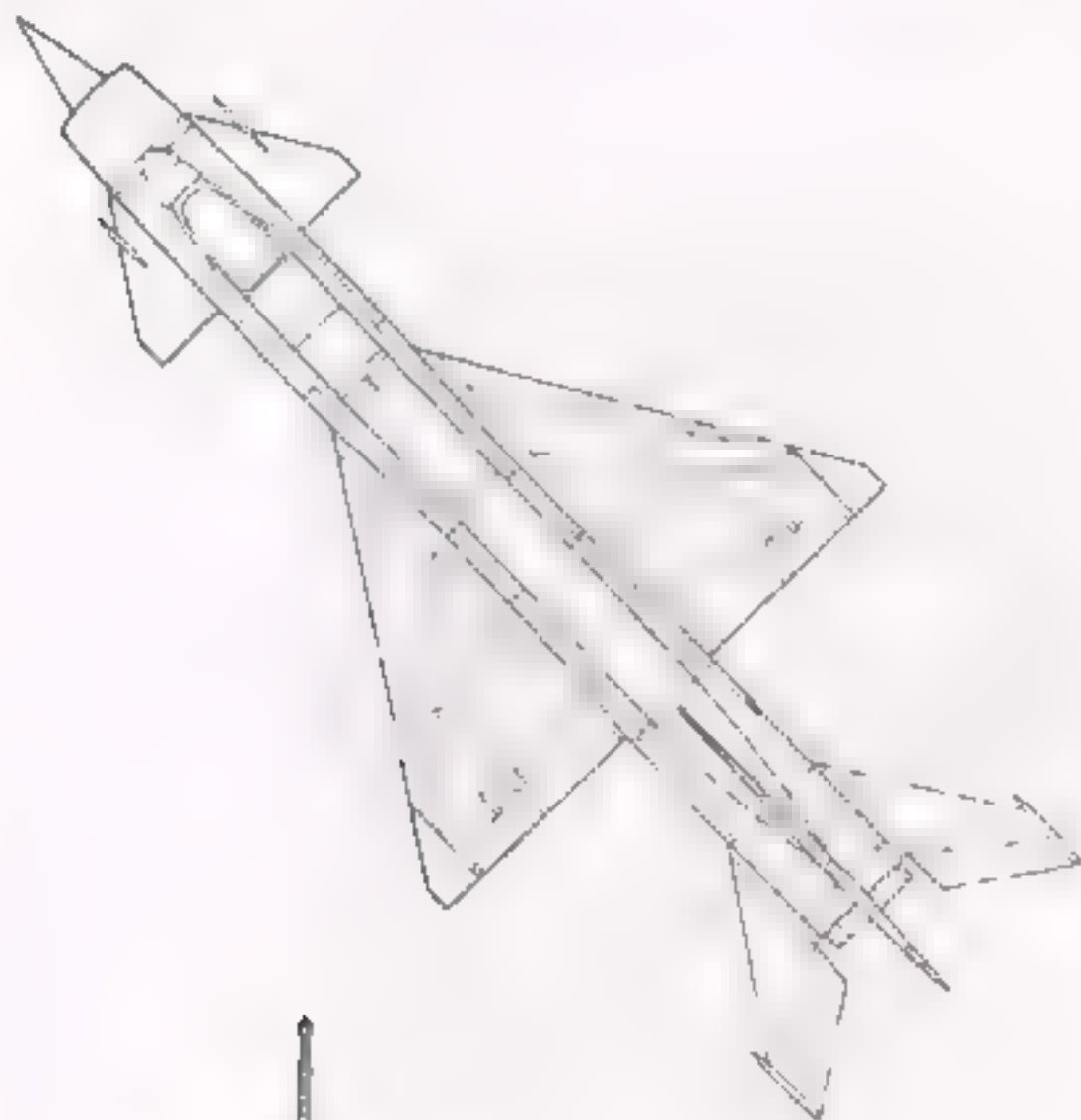
DANE SAMOLOTÓW E-150 ORAZ E-152

Samoloty	E-150	E-152A	E-152	E-152M
Silniki				
liczba	1	2	1	1
typ	R-15	R-11F	R-15M	R-15F
ciężar [kN]	91,2	53,9	98,1	98,1
Masa startowa [kg]	10 900			
Prędkość maksymalna [km/h]	1 000	2 400	3 000	3 000
na wysokości [km]	15	20	21,5	
		10	10	
Wzrost [m]	25 000	21 000	25 000	*
Czas wzniesienia [min]	2,1	1,48	1,4	
na wysokość [km]	15	10	10	
Zasięg [km]	1400	2300**	1470	

* Z dodatkowymi zbiornikami.



E-152A



E-152M

Samolot myśliwski przechwytyjący przeznaczony do działań na dużej wysokości. Prototyp E-155 oblatany w 1964 roku (mówne oznaczenie wariantu rekordowego F-266. Produkowany seryjnie od końca lat sześćdziesiątych w wersji przechwytyjącej, rozpoznawczej, wielozadaniowej, szkolno-bojowej i szkolnej. W połowie lat siedemdziesiątych opracowano unowocześniony wariant MiG-25M (F-266M).

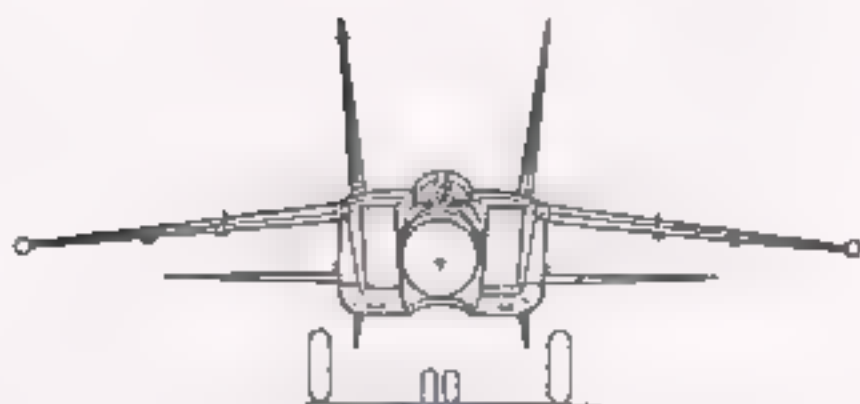
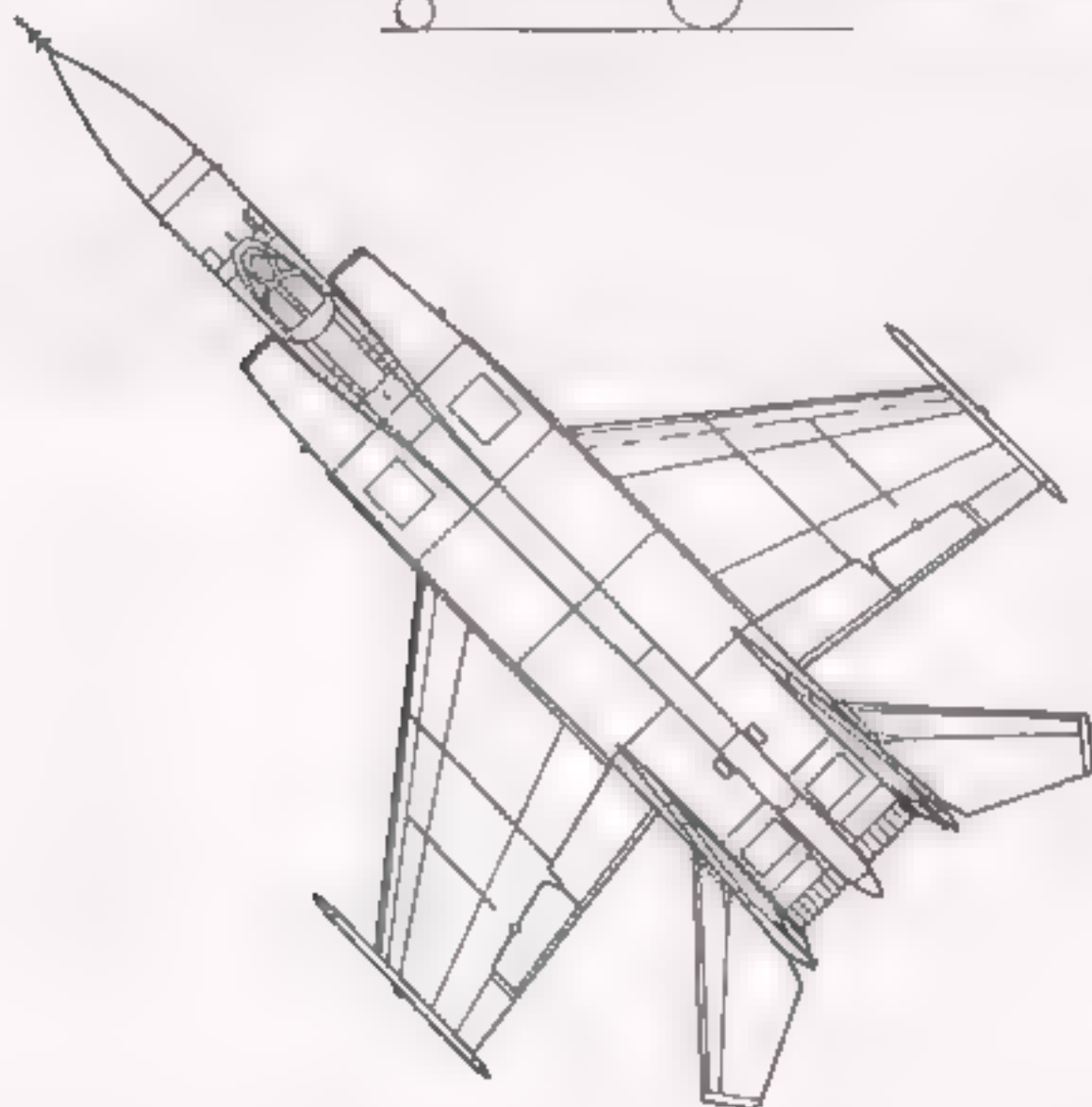
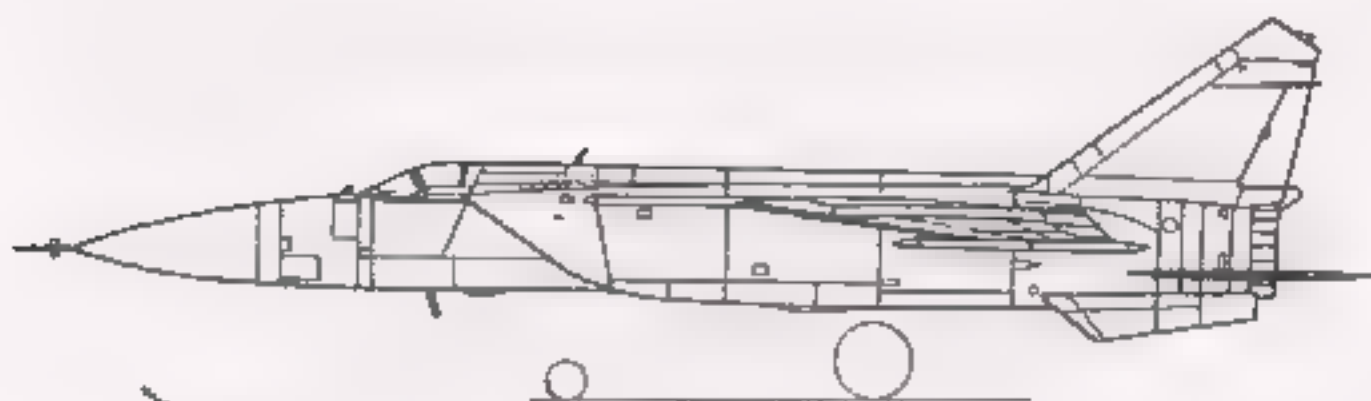
Poniższy opis i dane mają charakter przybliżony

Platowiec

Jednomiejscowy dwusilnikowy gornopłat w układzie klasycznym, wykonany całkowicie ze stopów stali i tytanu. Najbardziej nagrzewające się miejsca kryte warstwą tytanu (kawędzie natarcia skrzydeł i usterzenia). Kadłub z przodu owalny, spłaszczony po bokach, za wlotami powietrza szeroki, o przekroju zbliżonym do prostokąta, rozdzielany na część przednią i tylną. U góry i pod spodem kadłuba hamulce aerodynamiczne. Kabina pilota hermetyczna, ruchoma część osłony odchylana w prawo. Fotel wyrzucalny KM-1 Z-50, kadłuba pojemnik na spadochron hamujący.



MiG-25



МиГ-25Р

Skrzydła o skosie ok. 40° krótkie i szerokie. Wznios ujemny - 4°. Na górnej powierzchni każdego skrzydła grzebien aerodynamiczny na końcach wąskie zasobniki z wyposażeniem. Klapy szczelinowe. Usterzenie poziome płytowe. Usterzenie pionowe zdwojone, odchylone na boki, uzupełnione dwiema podkadłubowymi prowadnicami aerodynamicznymi. Podwozie trójpodporowe. Koło przednie zdwojone z błotnikami, wciągane do przodu w kadłub. Koła główne pojedyncze o dużej średnicy (ok. 1,2 m), mocowane i wciągane do kadłuba.

Zespół napędowy

Dwa silniki R-15 (oznaczenie w dokumentacji rekordowej R-266) o ciągu po 110 kN, bez dopalania 75 kN. Długość samka 6 m, średnica 1,5 m. Sprężarka osiowa pięciostopniowa, turbina jednostopniowa. Stosowany wtrysk wody z metanolem, w celu zwiększenia ciągu. Elektronicznie regulowane boczne wloty powietrza o przekroju prostokątnym. Paliwo o masie ok. 14 000 kg w 4 zbiornikach kadłubowych i 2 skrzydłowych, możliwe także podwieszenie zbiorników dodatkowych.

Uzbrojenie

Uzbrojenie podwieszane na 4 wysięgnikach pod skrzydłami oraz pod kadłubem. Jednym z wariantów są 4 pociski kierowane o zasięgu kilkudziesięciu kilometrów. W wersjach rozpoznawczych zestaw aparatów fotograficznych, urządzeń rozpoznania radiolokacyjnego itp. Możliwe także podwieszanie innych rodzajów uzbrojenia i wyposażenia.

Dane samolotu MiG-25

Długość całkowita	22,3 m
Rozpiętość	14 m
Wysokość	5,6 m
Powierzchnia nośna	56 m ²
Masa własna	20 000 kg
Masa startowa	37 000 kg
Maksymalna liczba Macha	$M = 2,8$
Pułap praktyczny	23 000 m
Zasięg	2000 km
Czas wznoszenia na wysokość 25 km	3,5 min

MiG-23, MiG-27

Samolot myśliwski i myśliwsko-bombowy o zmiennej geometrii skrzydeł. Pierwszy prototyp oblatany latem 1967 r. Produkowany seryjnie od 1971 r. w wersji MiG-23S. Następnie powstał myśliwski MiG-23M, myśliwsko-bombowy MiG-23B i szkolno-bojowy MiG-23L B. Każdy z nich ma liczne podwarianty. Dalszym rozwinięciem jest samolot myśliwsko-bombowy MiG-27 w kilku wersjach.

Opis dotyczy wersji MiG-23MF

Płatowiec

Jednomiejscowy jednosilnikowy całkowicie metalowy grzbietopłat. Kadłub o konstrukcji półskorupowej, rozdzielony przy wręcie 28. W przedniej części po bokach prostokątne wloty powietrza. Przed nim płyty regulujące dopływ powietrza do silnika i oddzielające warstwę



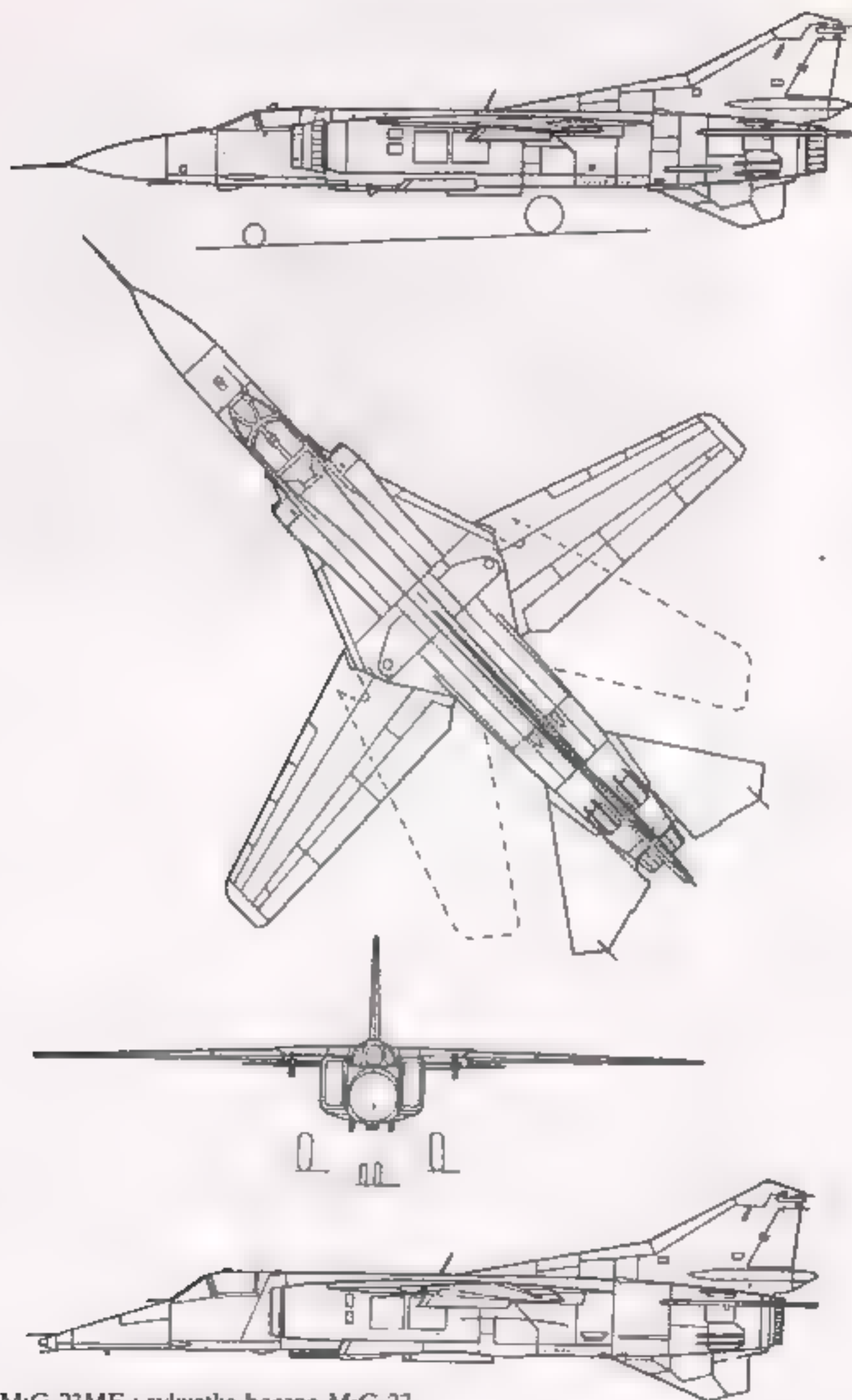
MiG-27

przysięcenną. Z tyłu kadłuba cztery hamulce aerodynamiczne. Nad dyszą silnika pojemnik z podwójnym spadochronem hamującym. Kadłub ma uchwyty do przyspieszaczy startowych. Kabina pilota znajdująca się między wręgami 6 i 11 jest cismemowa, fotel wyrzucany KM-1M. Oslona kabiny otwierana w górę do tyłu z przodu szyba pancerna, na osłonie peryskop.

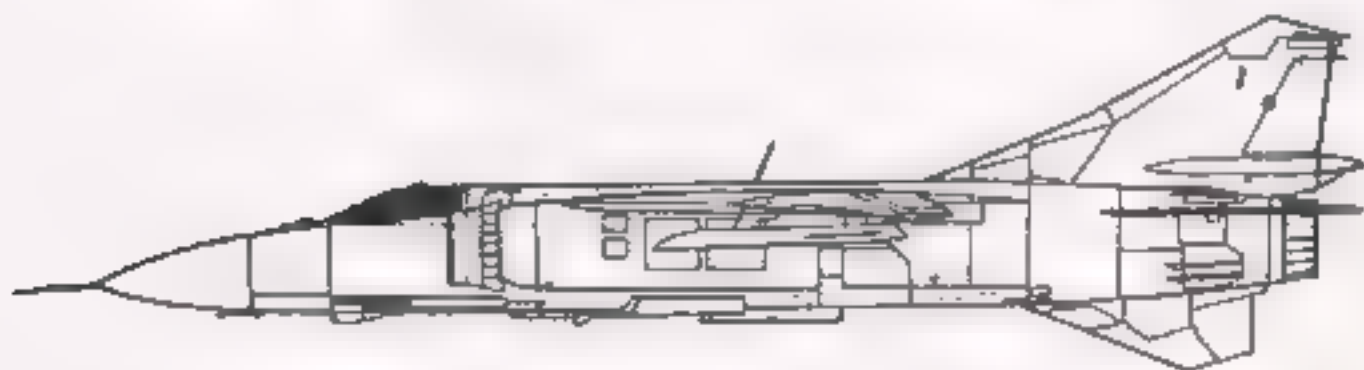
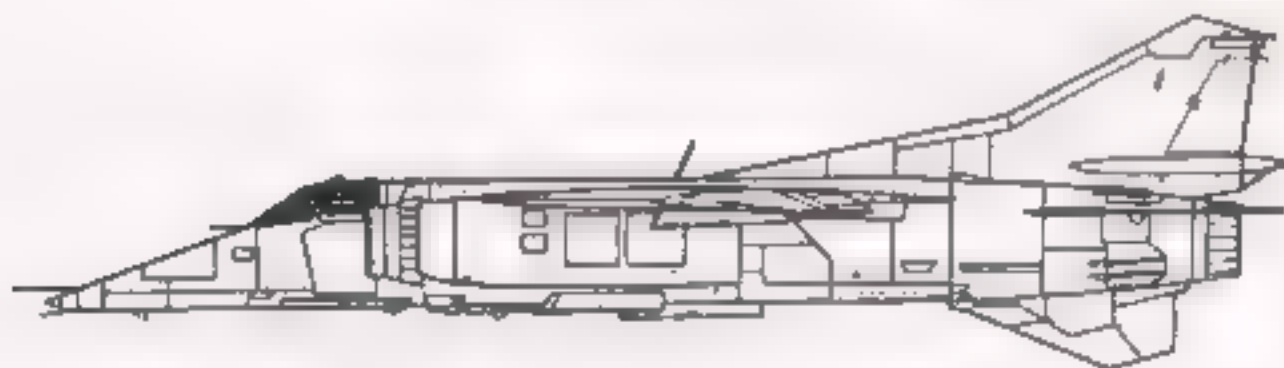
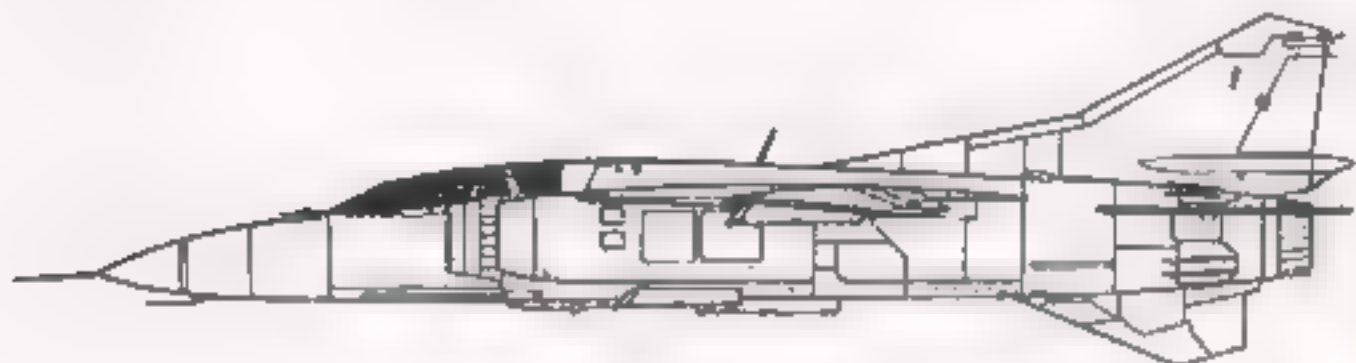
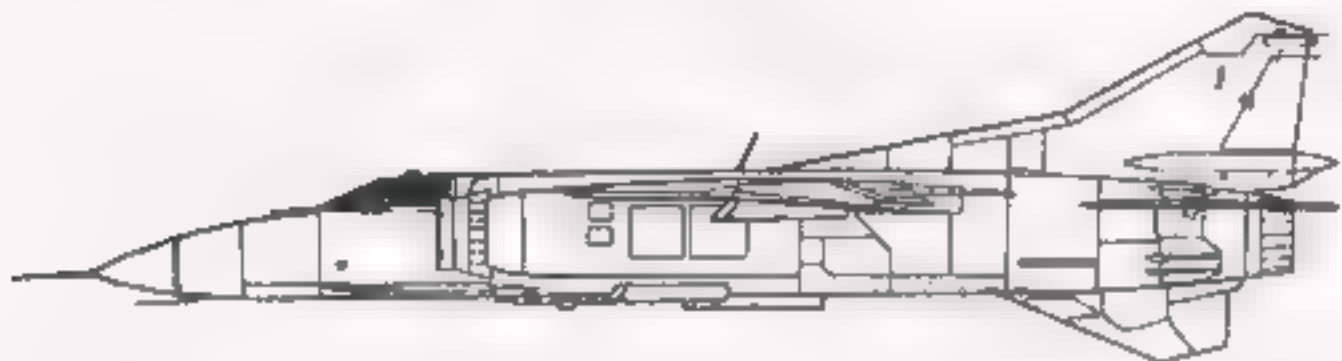
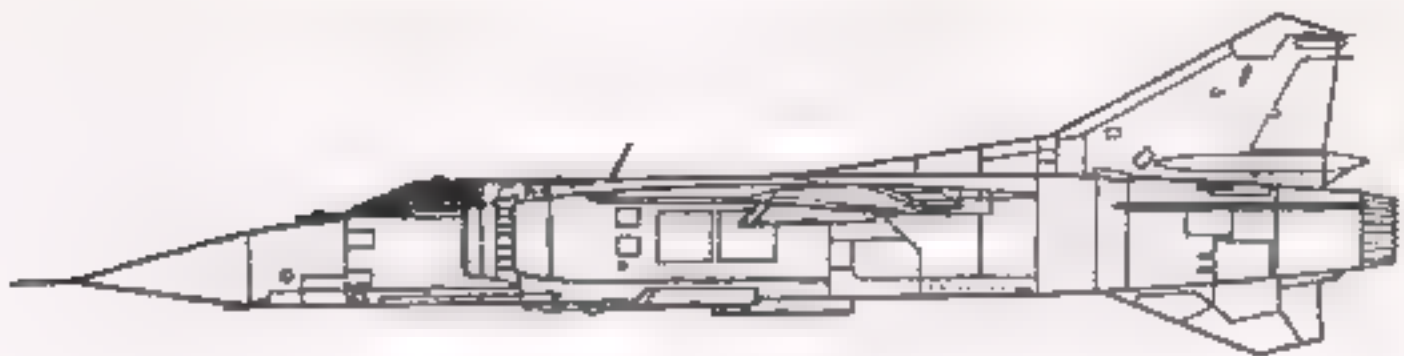
Skrzydła o zmiennej geometrii konstrukcja dźwigarowa. Niewielkie części stałe o kącie skosu 70°. Ruchome części skrzydeł mogą być ustalane w trzech położeniach: o kącie skosu 16°, 45° i 72° (do przedniego dźwigara). Połączenie za pomocą pionowego przegubu, poruszane przez siłowniki hydrauliczne sterowane z kabiny pilota. Krawędź natarcia ruchomych części skrzydeł ma uskok do przodu (zajb). Ruchome części skrzydeł są mechanizowane trójczęściowe jednoszczelinowe kłapy tylne na całej rozpiętości. Dwuczściowe przerywacze (maksymalne wychylenie 45°) umieszczone przed wewnętrznymi częściami kłap, na krawędzi natarcia skrzydeł czteroczęściowe sloty odchylane 20° do dołu. Płat bez lotek.

Usterzenie poziome płytowe o skosie 57° spełnia jednocześnie rolę lotek (przy wychyleniu przeciwnym: wychylenie do 10° przy skosie skrzydeł do 55° i 6,5° przy skosie większym) i steru wysokości (przy wychyleniu zgodnym: wychylenie do dołu 28,5° do góry 8,5°). Usterzenie pionowe o kącie skosu 65° (w części przykadłubowej większy). Pod kadłubem dodatkowy grzebień aerodynamiczny, podczas startu i lądowania składany na prawo by nie zawadzać o ziemię (sprężone z wypuszczaniem i wciąganiem podwozia).

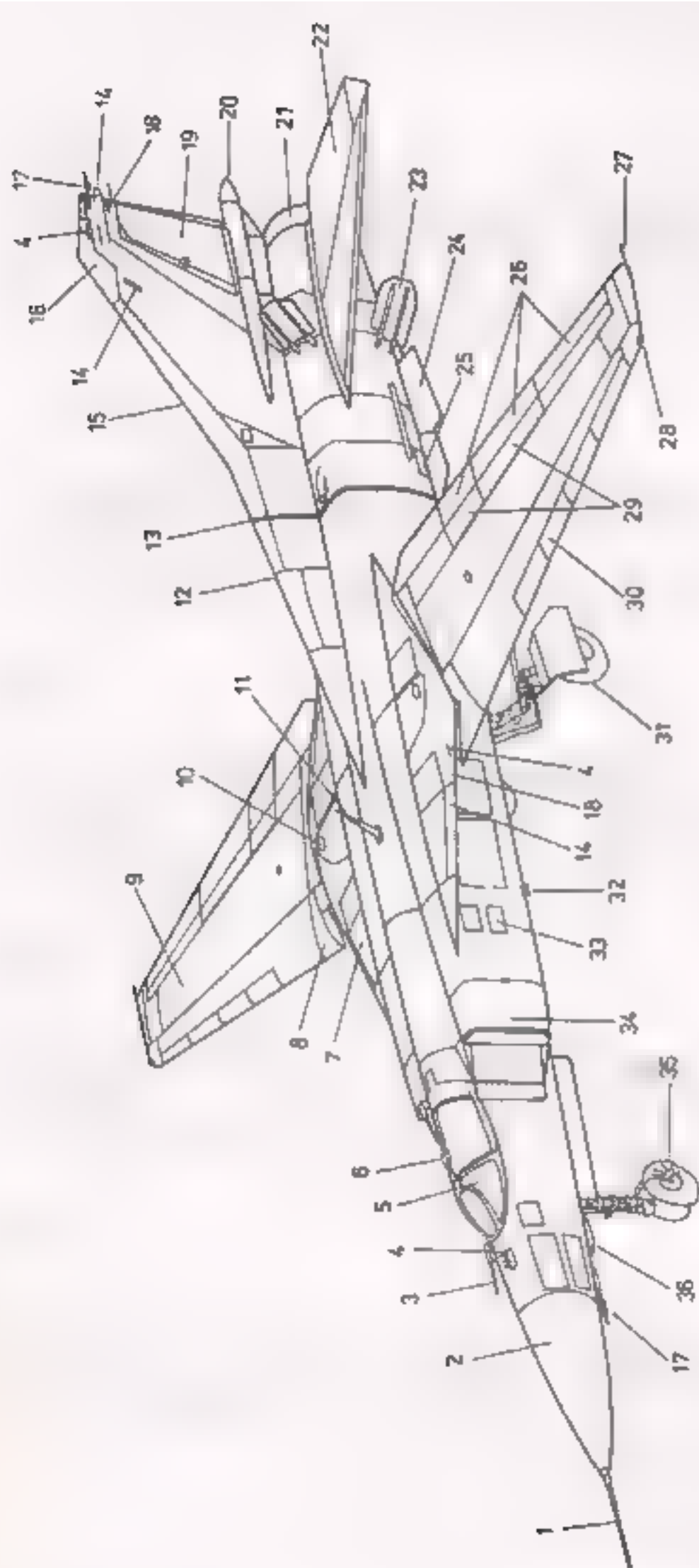
Podwozie trójpodporowe. Podwozie przednie dwukołowe (koła bezdętkowe 520 × 125 mm), sterowane, wciągane do tyłu w kadłub. Koła podwozia głównego pojedyncze (bezdętkowe, 840 × 290 mm) z goleniami składanymi wciągane w kadłub. Wszystkie koła hamowane i wyposażone w urządzenia przeciwpślizgowe. Baza podwozia 5,812 m, rozstaw koł podwozia głównego 2,85 m.



MIГ-23MF i sylwetka boczna MIГ-27



Wersje samolotu MiG-23. Od góry MiG-23S, MiG-23MS, MiG-23UB,
MiG-23BN, MiG-23ML



Samolot MiG 23MF

- 1 — odbiornik cznienia powietrza (turka Pitot), 2 — antena sieci radiolokacyjnej, 3 — zapasowy odbiornik cznienia powietrza, 4 — antena urządzenia zapytano-odpowiadającego „Cz brom: Nuklel”, 5 — kabina pilota, 6 — peryskop, 7 — mechaniczna część skrzydła, 8 — uskok krawędzi natarcia (złoty), 9 — ruchoma część skrzydła, 10 — węzeł obrotu skrzydła, 11 — antena radiolokacyjna ARK 15M, 12 — nadstawka przed sterami przednimi, 13 — linia podziału kadłuba na część przednią i tylną, 14 — antena sieci aktywnej odpowiadającej SOD-57M, 15 — statecznik pionowy, 16 — antena radiolokacyjna R 632M, 17 — antena urządzenia nawigacyjnego, 18 — antena urządzenia osłony dyszy wylotowej silnika, 19 — osłona dyszy wylotowej silnika, 20 — ster kierunku, 21 — pojemnik spadochronu hamującego, 22 — urządzenie pozycji, 23 — hamulec aerodynamiczny, 24 — ruchomy grzebiń podkadłubowy, 25 — antena MR P-56P, 26 — sekcja kłap, 27 — ochłodnik elektryczności statycznej, 28 — światło pozycyjne, 29 — przerywacz, 30 — czerwonostopowe słoty, 31 — podwozie główne, 32 — antena radiowysokościomierza RW-3, 33 — zasłonka słonowe, 34 — dyfuzor włotowy, 35 — podwozie przednie, 36 — nieplanownik.

Zespół napędowy

Silnik turbodrzutowy R-29-300, dwuwalowy z jedenastostopniową sprężarką (5 stopni w wirniku niskiego ciśnienia i 6 w wirniku wysokiego ciśnienia), dwustopniową turbiną, pierścieniową komorą spalania i regulowaną dyszą wylotową. Silnik umieszczony wewnątrz kadłuba, za wręgą 22. Ciąg ok. 120 kN. Cztery integralne zbiorniki paliwa umieszczone w kadłubie, za kabiną pilota, i sześć w skrzydle. Pod kadłubem zawieszany zbiornik dodatkowy, dwa dalsze takie zbiorniki można zawieszać pod ruchomymi częściami skrzydeł (muszą one mieć wtedy skos 16°).

Wyposażenie

Radiostacja UKF R-812M, urządzenie aktywnej odpowiedzi SOD-57M, urządzenie ostrzegawcze „Syrena-3M”, radiolokacyjne urządzenie zapytująco-odpowiadające „Chrom-Nikie.” W wyposażeniu nawigacyjnym automatyczny radiokompas ARK-15M, radiowysokościomierz RW-4, odbiornik znaczników MRP-56P oraz radiotechniczny system bliskiej nawigacji i łączności RSBN-6S.

Uzbrojenie

W przodzie kadłuba stacja radiolokacyjna, pod nią cieplonamiernik TP-23. Pod kadłubem dwulufowe działko GSz-23L kal. 23 mm. Pięć punktów podwieszenia uzbrojenia (trzy pod kadłubem, dwa pod nieruchomą częścią skrzydeł). Typowym podwieszeniem do zadań przechwytywania są cztery pociski powietrze-powietrze małego zasięgu pod kadłubem oraz dwa kierowane pociski rakietowe średniego zasięgu na belkach podskrzydłowych. Do atakowania celów naziemnych podwieszane są zasobniki LB-32 (od uniwersalnej bloki z 12 pociskami S-5, ciężkie rakiety niekierowane S-24 lub bomby).

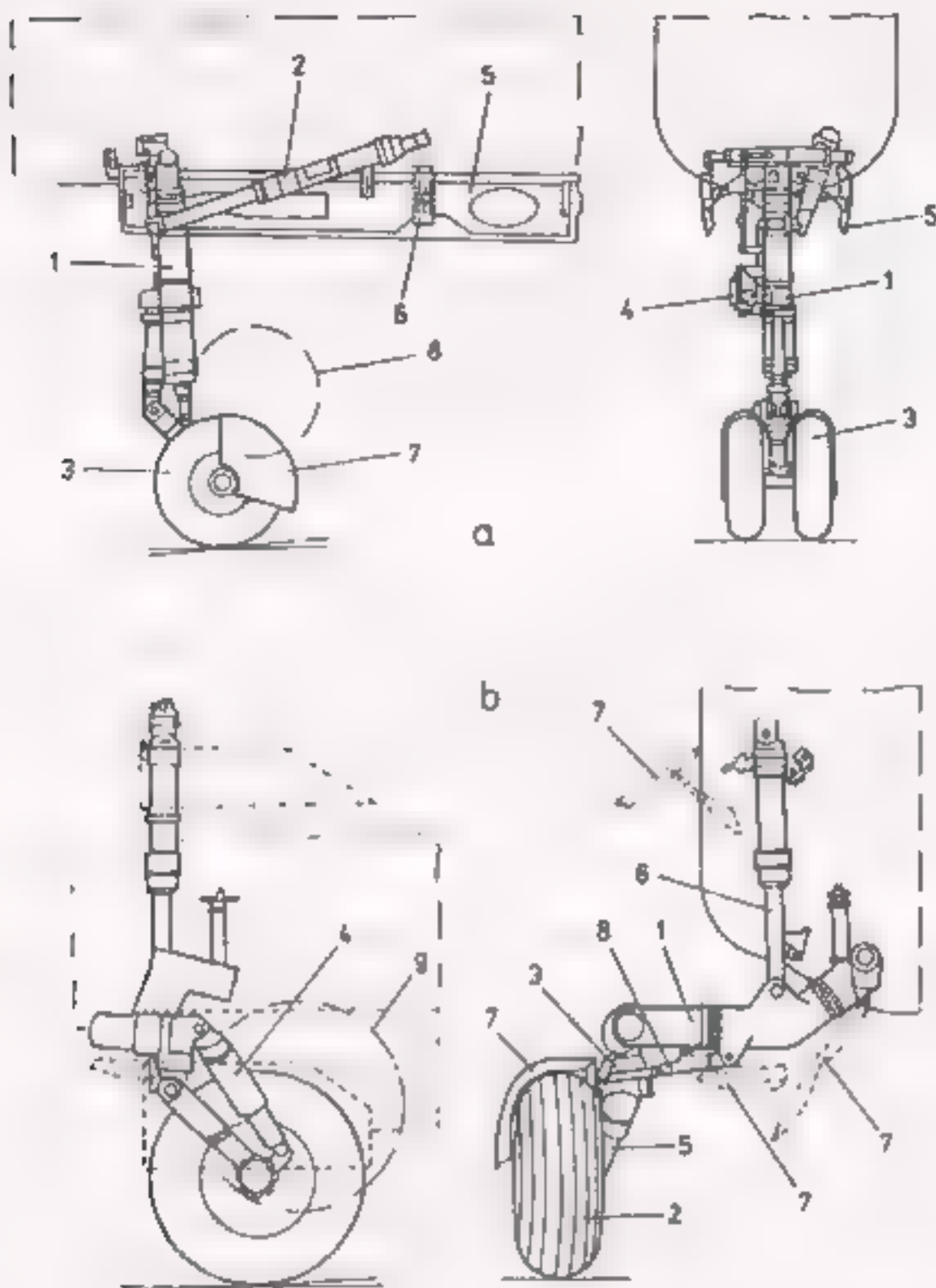
Inne wersje MiG-23

Samolot MiG-23S, w odróżnieniu od przedstawionego powyżej, ma silnik R-27 z dłuższą dyszą wylotową, skrzydła bez uskoku krawędzi natarcia oraz starsze wyposażenie i uzbrojenie (przejęte z ostatnich MiG-21).

Wersja szkolno-bojowa, MiG-23UB, ma dwumiejscową kabinę pilota z oddzielnymi otwieranymi osłonami (w górę do tyłu), prostsze wyposażenie i uzbrojenie. Tyłne miejsce jest usytuowane nieco wyżej i ma wysuwany wizjer peryskopowy, w celu ułatwienia obserwacji instruktorowi. Drugą kabinę dodano kosztem zmniejszenia kadłubowych zbiorników paliwa.

MiG-23BN to wersja myśliwsko-bombowa powstała z MiG-23M. Różni się od niego krótszą i obniżoną przednią częścią kadłuba, powiększoną osłoną kabiny pilota oraz wyposażeniem (zamiast stacji radiolokacyjnej w przodzie kadłuba znajduje się dalmierz laserowy, usunięto cieplonamiernik, na prawym skrzydle umieszczono antenę radarową systemu kierowania uzbrojeniem klasy powietrze-ziemia).

MiG-27, mimo zewnętrznego podobieństwa do MiG-23B, jest samolotem o całkowicie nowej konstrukcji. Kadłub został ukształtowany zgodnie z regułą pół i wzmocniony. Użyto silnik dostosowany do lotów na małej wysokości, powiększone chwytły powietrza nie mają płyt regulacyjnych, w celu oddzielenia warstwy przyściennej są nieco oddalone od kadłuba. Duże zmiany zaszły w uzbrojeniu: działko dwulufowe zastąpiono szesciolufowym kal. 23 mm, rozszerzono asortyment bomb i rakiet kierowanych klasy powietrze-ziemia (np. na lewym skrzydle umieszczono antenę systemu laserowego kierowania uzbrojeniem). Podkadłubowe węzły podwieszania uzbrojenia przeniesiono pod kanały powietrzne. Istnieje kilka modyfikacji MiG-27 różniących się konstrukcją i wyposażeniem, np. MiG-27M.



Podwozie samolotu MiG-23

a) podwozie przednie

1 — gołen przednią, 2 — zastrzał, siłownik hydrauliczny 3 — koło 4 — mechanizm skrętu kół,
5 — osłona podwozia, 6 — mechanizm zamknięcia osłony, 7 — tłocznik 8 — położenie koła przy
całkowicie wciśniętym amortyzatorze

b) podwozie główne

1 — belka gołeni głównej, 2 — koło, 3 — węzeł obrotu, 4 — amortyzator 5 — półwidelki, 6 — zastrzał,
siłownik hydrauliczny, 7 — osłona 8 — pierścień regulowane mechanizmu obrotu, 9 — położenie koła przy
całkowicie wciśniętym amortyzatorze

Długość	16,5 m
Rozpiętość	7,78-13,97 m
Masa własna	11 000 kg
Masa startowa maksymalna	18 500 kg
Prędkość maksymalna nad ziemią	1350 km/h ($M = 1,1$)
Prędkość maksymalna	2500 km/h ($M = 2,35$)
Pulap praktyczny	18 000 m
Zasięg maksymalny	3000 km

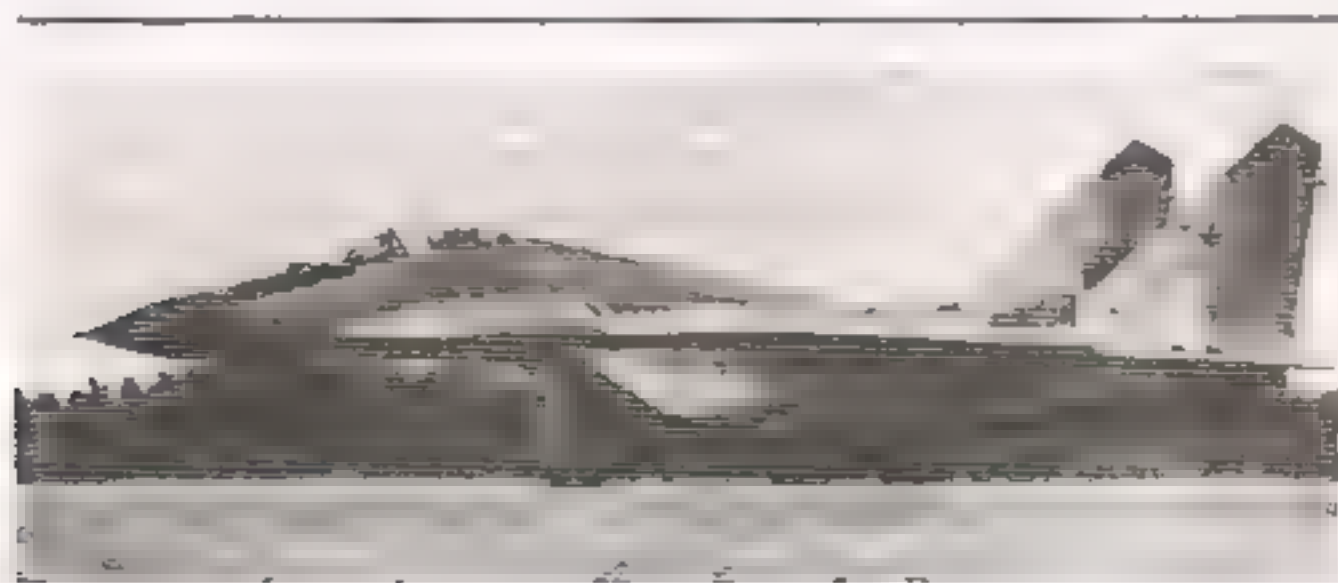
MiG-29

Frontowy samolot myśliwski, użytkowany od połowy lat osiemdziesiątych

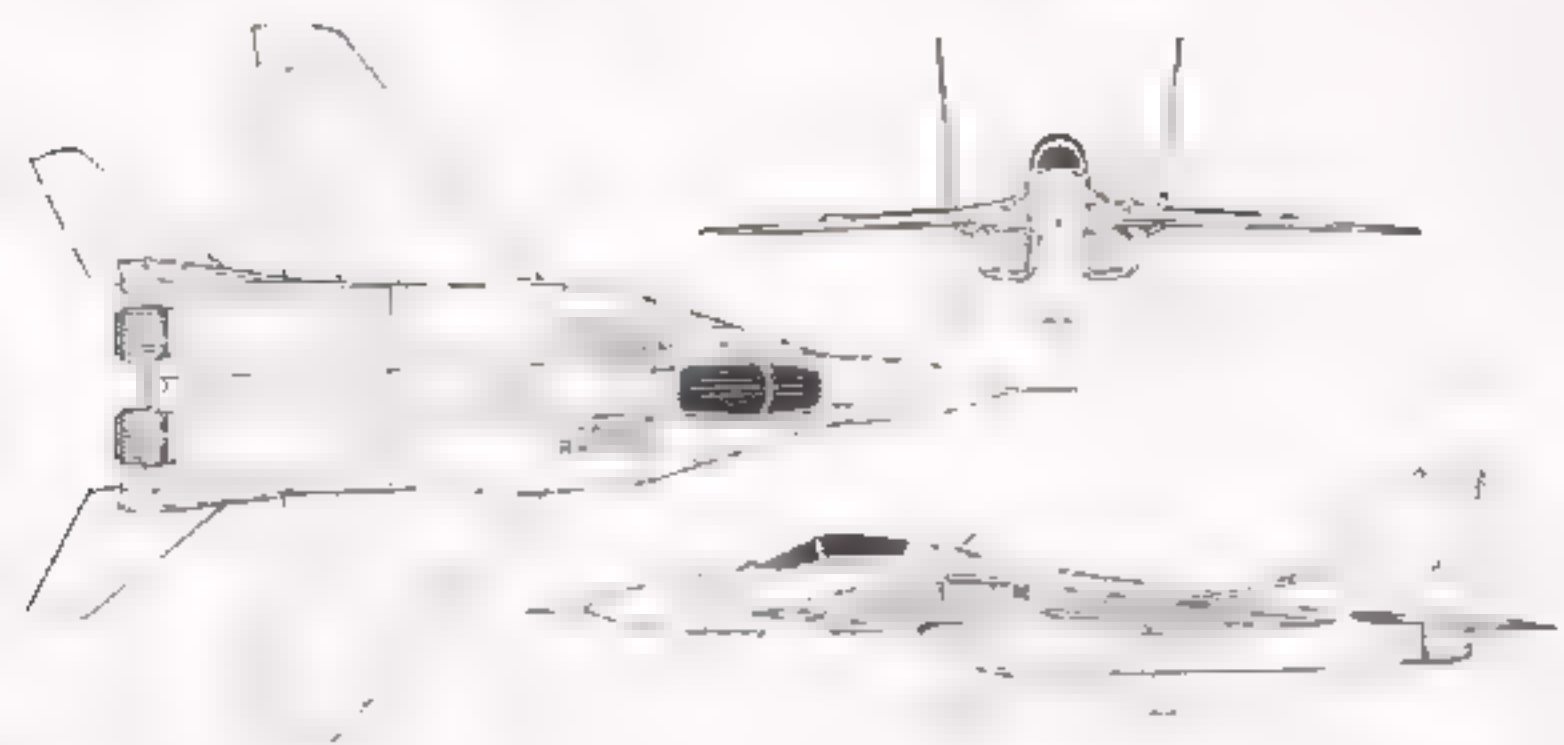
Płatowiec

Osnowę konstrukcji płatowca stanowią dwa szeroko rozstawione silniki. Kadłub mocno zwężony z tyłu samolotu, część przednia podniesiona z wysoko umieszczoną kabiną pilota. Skrzydła o układzie pasmowym: krótka, szeroka i skośna część zasadnicza oraz zakrzywione napływy sięgające przed kabinę pilota i płynnie łączące się z kadłubem. Usterzenie zawieszane na przedłużeniach napływów skrzydeł, składające się z płytowego usterzenia wysokości, zdwojonego usterzenia kierunku. Stateczniki pionowe nieznacznie rozchylone na boki z przednim, częściowo płynnie przechodzącymi w grzebienie aerodynamiczne na skrzydłach. Skrzydła wyposażone w klapy przednie, szczelinowe klapy tylne oraz lotki.

Wloty powietrza do silników rozwiązane w niespotykany dotychczas sposób. Wloty skośne, prostokątne umieszczone pod wewnętrznymi częściami skrzydeł, nieco od nich odsunięte, by uniknąć dostawania się powietrza z przykadłubowej warstwy przyściennej. W czasie kołowania startu oraz adowania główne wloty powietrza zamykane klapą wysuwającą się do spodu. Na górnej powierzchni napływów skrzydeł otwierające się żaluzje, gdy dostaje się powietrze do silników. Otwieranie i zamykanie wlotów głównych sterowane naciskiem na przeciwną goleń podwozia, gdy jest obciążona wloty są zasłonięte z chwilą oderwania koła od pasa startowego, otwierają się. Ma to na celu uniknięcie często zdarzających się uszkodzeń silników.



MiG-29



MiG-29

przez zanieczyszczenia zasypane z drogi startowej przez klasyczne wloty powietrza. Rozwiązanie to jest szczególnie istotne w sytuacji, gdy samoloty operują z lotnisk polowych, gdzie trudno utrzymać taką czystość drogi startowej jak w stałych bazach.

Podwozie o bardzo mocnej konstrukcji, przednie z kołami podwójnymi, główne z pojedynczymi kołami o dużej średnicy, wciągane w skrzydła tuż przy gondoli silnikowej. Z tyłu kadłuba, między statecznikami pionowymi, kłapy hamulcowe aerodynamicznych wychyłających się symetrycznie do góry i do dołu oraz wnękę ze spadochronem hamującym.

Zespół napędowy

Dwa dwuprzepływowe silniki turboodrzutowe RD-33 o ciągu po 83 kN. Paliwo rozmieszczone w kadłubie i grubych napływach skrzydeł.

Uzbrojenie

Jedno działko oraz kilka kierowanych pocisków rakietowych średniego i małego zasięgu. Nowoczesna dopplerowska stacja radiolokacyjna umożliwiająca jednocześnie śledzenie kilku celów powietrznych, w tym lecących na tle ziemi. Pasywny aktywny i termowizyjny system ostrzegający przed ostroną kabiny pilota. Na płatowcu liczne anteny świadczące o wyposażeniu samolotu w różnorodne systemy elektroniczne, nawigacyjne, ostrzegawcze, zakłócające.

Przybliżone dane samolotu MiG-29

Długość	17,5 m
Rozpiętość	11,5 m
Masa własna	9000 kg
Masa startowa maksymalna	16 000 kg
Prędkość maksymalna	2500 km/h
Pulap praktyczny	18 000 m
Zasięg	1500 km

MiG-31

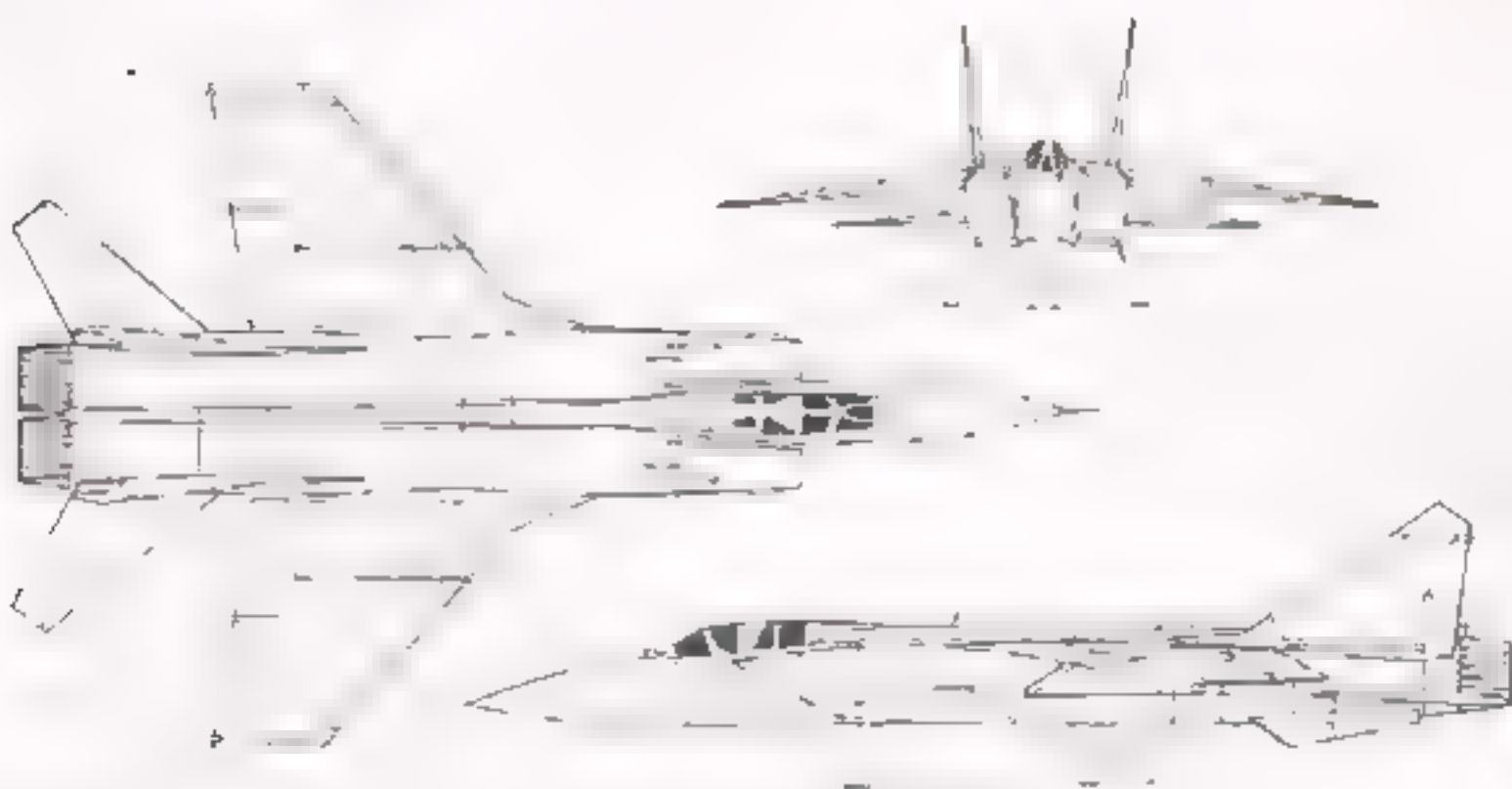
Samolot myśliwski przechwytyjący, użytkowany od połowy lat osiemdziesiątych

Płatowiec

Dwumiejscowy dwusilnikowy gornopłat w układzie klasycznym przejętym z samolotu MiG 25. Kadłub wydłużony, skrzydła i usterzenie pionowe z niewielkimi napływami w częściach przykadłubowych.



MiG-31



MiG-31

Zespół napędowy

Dwa silniki turboodrzutowe o ciągu ok. 140 kN każdy. Paliwo w zbiornikach kadłubowych i skrzydłowych, możliwe także podwieszanie zbiorników dodatkowych.

Uzbrojenie

Kierowane pociski rakietowe dalekiego zasięgu podwieszane pod kadłubem i dwoma wysięgnikami pod skrzydłami. Nowoczesny radiolokacyjny system celowniczy, cieplonamiernik.

Przybliżone dane samolotu MiG-31

Długość	23,5 m
Rozpiętość	14,0 m
Masa własna	22 000 kg
Masa startowa maksymalna	41 000 kg
Prędkość maksymalna	2550 km/h ($M = 2,4$)
Zasięg maksymalny	4000 km

Słowniczek ważniejszych terminów i skrótów

- AFA (np. AF A-39) — lotniczy aparat fotograficzny (ros. aerofotoapparat)
- ARS (np. ARS-57) — lotniczy niekierowany pocisk rakietowy (ros. awiacionnyj nieaktywnyj snariad)
- ARU (np. ARU-2A) — automat regulacji sterowania usterzeniem płytowym (ros. awtomat regulirowanija uprawlenija)
- ASP (np. ASP 5N) — lotniczy celownik strzelecki (ros. awiacionnyj strielkowyj priel)
- bariera dźwięku — popularna nazwa znacznego wzrostu oporu aerodynamicznego — innych niekorzystnych zjawisk powstających przy zbliżaniu się prędkości samolotu do prędkości dźwięku
- baza podwozia — odległość podwozia przedniego od podwozia głównego (rozstaw podłużny podwozia)
- CAGI — Centralny Instytut Aero- i Hydrodynamiki (ros. Centralnyj Aerogidrodinamiceskij Institut)
- ChAI — Charkowski Instytut Lotniczy (ros. Charkowskij Awiacionnyj Institut)
- CIAM — Centralny Instytut Sienkow Lotniczych (ros. Centralnyj Institut Awiamotorostroenija)
- CKB — Centralne Biuro Konstruktorskie (ros. Centralnoje Konstruktorskoje Biuro)
- doskonałość aerodynamiczna — stosunek współczynnika siły nośnej do współczynnika oporu
- dźwigar — główny podłużny element nośny skrzydła, statecznika lub steru
- FAI — Międzynarodowa Federacja Lotnicza (franc. Fédération Aéronautique Internationale)
- flatter — samowzbudne i szybko narastające drgania części samolotu (przeważnie skrzydła i usterzenia) powstające po osiągnięciu określonej krytycznej prędkości lotu, zależnej od charakterystyki aerodynamicznej samolotu, flatter może w ciągu kilku sekund zniszczyć samolot w powietrzu
- fotekarabin — montowana na samolocie kamera filmowa służąca do kontroli wyników strzelania
- grubość względna skrzydła — stosunek grubości maksymalnej profilu do długości cięciwy
- grzebień aerodynamiczny (prowadnica aerodynamiczna) — podłużna listwa umieszczona najczęściej na górnej powierzchni skrzydła lub pod tylną częścią kadłuba, polepszająca stateczność samolotu, szczególnie przy dużej prędkości
- kąt nastawienia (skrzydła lub statecznika) — kąt zawarty między cięciwą skrzydła (statecznika) a osią kadłuba samolotu

- kąt natarcia — kąt między linią zerowej siły nośnej a kierunkiem przepływu niezakłóconego
kąt wzniosu (skrzydła lub statecznika) — kąt zawarty między płaszczyzną przechodzącą przez
środki aerodynamiczne skrzydła a poziomem
- km — karabin maszynowy
- kompensacja aerodynamiczna sterów — urządzenie na sterach zmniejszające obciążenie organów
sterowania dzięki wykorzystaniu sił aerodynamicznych
- kompensacja masowa (wagowa) — zrównowazenie skrzydeł, lotek, sterów itp. za pomocą
umieszczonych wewnątrz ciężarów zapobiegających drganiom samowzbudnym (fla-
terowi)
- krytyczna liczba Macha — liczba Macha, przy której na części powierzchni samolotu następuje
okalne przekroczenie prędkości dźwięku przez strugę powietrza
- liczba Macha (M) — stosunek prędkości lotu samolotu do prędkości rozchodzenia się dźwięku
(przy danym ciśnieniu, temperaturze itp.)
- MAI — Moskiewski Instytut Lotniczy (ros. Moskowski Awiacyjnyj Institut)
- NII WWS — Instytut Naukowo-Badawczy Sił Powietrznych (ros. Nauczno-Issledowatel'skij
Institut Wojenno-Wozdusznych Sil)
- odbiornik ciśnienia powietrza (rurka Pitota) — czujnik pozwalający mierzyć ciśnienie powietrza,
co jest wykorzystywane do określenia prędkości lotu
- OKB — Biuro Doswiadczalno-Konstruktorskie (ros. Opytno-Konstruktor'skoje Biuro)
- OPK — Obrona Powietrzna Kraju
- pompaż — zjawisko polegające na odrywaniu się strug powietrza od łopatek sprężarki lub od
dyfuzora wlotowego, a następnie pasowania wydatku powietrza niestatecznej pracy
silnika
- próby fabryczne (próby zakładowe) — próby samolotu eksperymentalnego lub prototypu
prowadzone w zakładzie produkcyjnym w celu określenia jego danych taktyczno-
technicznych. podczas prób zakładowych dokonywane są ulepszenia i poprawki
samolotu, samolot pozytywnie oceniony przekazywany jest do prób państwowych
- próby państwowe — próby prototypu samolotu przeprowadzane przez komisję państwową w celu
sprawdzenia zgodności jego parametrów z określonymi w zamówieniu i podjęcia
decyzji o przydatności samolotu do produkcji seryjnej
- próby wojskowe — próby pierwszej seryjnej partii samolotów (tęku lub kilkunastu egzemplarzy)
prowadzone przez pilotów wojskowych na poligonie w warunkach zbliżonych do
rzeczywistych
- przeciążenie — liczba wskazująca, ile razy siły działające na samolot w locie bez siły ciężkości
przewyższają jego ciężar
- przerzawacz — wychylana klapka na skrzydle powodująca oderwanie warstwy przysciennej
powietrza od powierzchni i tym samym zmniejszenie siły nośnej
- RD (np. RD-45) — silnik odrzutowy (ros. reaktivnyj dwigatel)
- reguła pol — zasada ukształtowania płatowca samolotu w celu zmniejszenia oporu samolotu
w zakresie prędkości około- i nadzźwiękowych. mówi ona, że samolot będzie miał
najmniejszy opór, gdy łączne przekroje poprzeczne samolotu (kadłuba, skrzydła,
gondol silnikowych itp.) układają się w kształt bryły obrotowej o najmniejszym
oporze. w praktyce powoduje to, że w miejscu połączenia ze skrzydłem kadłub ma
zmniejszoną średnicę
- RW (np. RW-2) — wysokościomierz radiowy (ros. radiowysotometer)
- sloty (skrzela) — oprofilowane powierzchnie na krawędzi natarcia skrzydeł powodujące
zwiększenie siły nośnej

- SRD (np. SRD-1M) — dalmierz radiowy (ros. samoletnyj rad odliczennij)
- SRO (np. SRO-1) — urządzenie odpowiadające (ros. samoletnyj radiolokacyjnyj otwecznik)
- SRZO (np. SRZO-1) — urządzenie zapytujące-odpowiadające (ros. samoletnyj radiolokacyjnyj zaproszczik-otwecznik)
- stacja aktywnej odpowiedzi — urządzenie przekazujące informacje o wysokości lotu do naziemnych stacji radiolokacyjnych rozpoznające indywidualnie samoloty, eliminujące zakłócenia naturalne oraz zwiększające zasięg śledzenia samolotu przez stację radiolokacyjną
- stateczność — zdolność samolotu do samoczynnego powrotu do warunków lotu ustalonego po ustaniu przyczyny powodującej jego zakłócenie (np. podmuchy wiatru, zmiana wyważenia samolotu po zrzućcie bomb itp.)
- sterowność — zdolność samolotu do wykonywania określonych manewrów na skutek działania sterów kierowanych przez pilota
- trymer (klapka wyważająca) — klapka umieszczona na sterze zmniejszająca siłę potrzebną do utrzymania steru w położeniu wychylnym
- UB (np. UB-1657) — zasobnik z kierowanymi pociskami rakietowymi (ros. uniwersalnyj blok)
- urządzenie odpowiadające (urządzenie swojokosy) — urządzenie przekazujące zakodowany sygnał określający własną przynależność państwową w odpowiedzi na zapytanie innych urządzeń radiolokacyjnych (z samolotu lub radaru naziemnego)
- urządzenie ostrzegawcze (oboznaczennyj ogorod) — odbiornik promieniowania elektromagnetycznego powiadamiający pilota, że jego samolot jest śledzony przez stację radiolokacyjną
- urządzenie zapytujące-odpowiadające — wariant urządzenia odpowiadającego pozwalający skierować zapytanie o przynależność państwową do innych samolotów
- usterzenie płytowe — usterzenie nie dzielone na ster i statecznik, cała powierzchnia ruchoma
- warstwa przylegająca — cienka warstwa powietrza bezpośrednio przylegająca do powierzchni samolotu, w której prędkość opływu zmienia się od zera (przy powierzchni) do wartości lokalnej prędkości opływu
- wręga — płaski element konstrukcyjny wyznaczający poprzeczny kształt kadłuba samolotu
- wydłużenie kadłuba — stosunek długości kadłuba do średnicy koła o powierzchni równej największej powierzchni przekroju poprzecznego kadłuba
- wydłużenie płata — stosunek kwadratu rozpiętości do powierzchni płata
- zasłonki przeciwpompazowe (klapki przeciwpompażowe, klapki upustowe) — sterowane klapki na łatach wlotowym doprowadzające na zewnątrz część powietrza i regulujące w ten sposób natężenie przepływu powietrza do silnika
- zasłonki startowe (klapki startowe, klapki dodatkowego wlotu powietrza) — otwory w tunelu wlotowym służące do zwiększenia ilości powietrza doprowadzanego do silnika w czasie pracy na ziemi i podczas startu
- zbieżność skrzydła — stosunek długości cięciwy w osi samolotu do długości cięciwy na końcu skrzydła

Podstawowa literatura

Książki.

- Artazorow M. *Artiom Mikojan* Moskwa, 1978
- Artazorow M. *Wim i kryta* Moskwa, 1980.
- Awiacja i kosmonawtyka SSSR* Moskwa, 1968
- Bartoszewski P. *Samolot myśliwski MiG-3* Warszawa, 1980.
- Cichosz I. *Równie, samolotów nadźwiękowych* Warszawa, 1980
- Cichosz F. *Sekrety prędkości samolotów* Warszawa, 1972
- Domanski J. *Samolot myśliwski MiG-15* Warszawa, 1972
- Domanski, J. *Samolot myśliwski MiG-17*, Warszawa, 1976
- Iyermann K. H. *Testpitoten MiGs. Weltrekorde* Berlin, 1969
- Galtaj M. *Trietje zmaerietaje* Moskwa, 1979
- Groenler O. *Der Koreakrieg 1950 bis 1953*, Berlin, 1980
- Issledowanija po istorii i teorii razwitiya awiacionnoj i raketno-kosmической nauki i techniki* Moskwa, 1981
- Iz istorii awiacji i kosmonawtyki* T. 37 Moskwa, 1979
- Jakowiew A. *Cel żyznj* Moskwa, 1972
- Jakowlew A. *Sowietckije samoloty* Moskwa, 1982
- Lazariw L. *Wzlot*, Moskwa, 1978
- Morgala A. *Polskie samoloty wojskowe 1915-1980* Warszawa, 1981
- Němeček V. *Sovětská letadla* Praga, 1969
- Ponomariw A. *Siwietckije awiacionnyje konstruktory* Moskwa, 1980.
- Putiewoditel Muziej-wystawka awiacionnoj techniki WWS Monino*, 1969
- Rabkin I. *Wremia, ludj samoloty* Moskwa, 1985
- Razwitiye awiacionnoj nauki i techniki w SSSR* Moskwa, 1980
- Samoloty Strany Sowietow*, Moskwa, 1974.
- Stefanowski P. *Trisja merwiesnyh li* Moskwa, 1973
- Szawrow W. *Istoriya konstrukcij samolotow w SSSR 1938-1950*, Moskwa, 1978
- Szelest I. *Leczu za mecztoj* Moskwa, 1973.
- Szelest I. *S kryla na krylo*, Moskwa, 1977
- Winogradow R., Minajew A. *Samoloty SSSR* Moskwa, 1961

Czasopisma

Awiacija i Kosmonawtika (ZSRR), *Flieger Revue* (NRD), *Krylja Rodiny* (ZSRR), *Letectví a Kosmonautika* (Czechosłowacja), *Modelist Konstruktor* (ZSRR), *Przeglad Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju Skrzydlata Polska*, *Sowietsskoe Wojennoje Oboronenije* (ZSRR), *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, *Technika Molodożi* (ZSRR), *Technika i Wzorużenje* (ZSRR).

Liczne materiały archiwalne, instrukcje i zdjęcia pochodzą ze zbiorów Centralnego Muzeum Sił Zbrojnych ZSRR w Moskwie, Muzeum im. Żukowskiego w Moskwie, Centralnego Domu Lotnictwa i Kosmonautyki im. Gagarina w Moskwie, Centralnej Biblioteki Wojskowej i Wojskowej Agencji Fotograficznej.

Skorowidz nazw samolotów MiG

1A — 144	A — 27, 29, 33, 156, 198
1B — 144	Analog — 120
1C — 145	
1D — 145	CM — 147
1F — 147	CS-102 — 68
1J — 147, 149	
2A — 23, 30, 200	D — 27, 28, 156, 187, 196
2D — 29	DIS — 23, 160, 191
3A — 23, 31, 200	DIS-200 — 23, 191
4A — 32, 200	
5A — 32, 200	E — 27, 104, 187, 193, 253
61 — 14, 185	E-1 — 100
62 — 90	E-2 — 98, 99, 241
63 — 22	E-2A — 102, 155, 253
65 (MiG-19PM) — 91	E-3 — 100
65 (TSz) — 14	E-4 — 99
66 — 117, 243	E-4 1 — 99, 253
68 — 118	E-4 2 — 100, 102, 108
69 — 118, 245	E-5 — 102, 108, 253
71 — 23, 191	E-6 — 108, 111
72 — 111, 243	E-6 1 — 108, 253
74 — 111, 123, 241	E-6 2 — 109
76 — 115, 119, 123, 184, 243	E-6 3 — 109, 184
77 — 118, 119, 123, 243	E-6T — 110
92 — 119	E-6U — 117, 253
94 — 118, 152, 244, 248	E-6U 1 — 117
94R — 120, 153, 244	E-6UM — 118
95 — 121, 244	E-6S — 118
96 — 121, 123, 244	E-6W — 111, 112
	F-7 — 112, 115, 184, 253

E-7M — 121
 E-7R — 120
 E-8 — 116
 E-33 — 117, 184
 E-50 — 100, 155
 E-50.1 — 100
 E-50.2 — 101, 253
 E-50.3 — 101
 E-50A — 104
 E-66 — 110, 155, 183, 184
 E-66A — 111, 183, 184
 E-66B — 183, 184
 E-76 — 119, 184
 E-133 — 130, 184
 E-150 — 112, 113, 114, 253
 E-152 — 112, 114, 253
 E-152A — 112, 113, 253
 E-152M — 114, 116, 184, 253
 E-155 — 127, 256
 E-166 — 114, 119, 155, 183, 184, 253
 E-266 — 111, 127, 155, 183, 184, 256
 E-266M — 130, 183, 184, 256

 F — 42, 47, 155, 211
 F-1 — 43, 210, 213
 F-2 — 44
 F-3 — 44
 FF — 47, 210, 213
 FL — 47, 210, 213
 FN — 47, 53, 210
 FP — 47, 210
 FR — 47, 48, 155, 210, 213
 FT — 46, 210, 213
 FT-1 — 46
 FT-2 — 52

 I — 133, 239
 I-1 — 85, 104, 239
 I-2 — 85, 105
 I-3 — 105, 157, 239
 I-3P — 106
 I-3U — 105, 239
 I-7 — 239
 I-7U — 106, 239
 I-61 — 14, 185
 I-63 — 14, 22

 I-75 — 106, 239
 I-75F — 106, 239
 I-200 — 14, 155, 185, 189
 I-200AM 35A — 14
 I-211 — 160, 193
 I-220 — 29, 198
 I-221 — 30, 200
 I-222 — 31, 200
 I-224 — 32, 200
 I-225 — 32, 156, 160, 200
 I-230 — 28, 196
 I-231 — 29, 196
 I-250 — 36, 41, 155, 203
 I-250-01 — 37, 204
 I-250-02 — 38, 203
 I-270 — 36, 41, 208
 I-300 — 42, 210, 213
 I-301 — 46
 I-301T — 46, 210
 I-305 — 47, 210, 213
 I-307 — 47, 210, 213
 I-310 — 47, 54, 80, 213, 222
 I-310T — 57
 I-320 (FN) — 47, 54, 210
 I-320 (R) — 60, 62, 222
 I-330 — 70, 225
 I-340 — 82, 230
 I-350 — 81, 230, 238
 I-360 — 82, 230
 I-370 — 85, 104
 I-380 — 105
 I-400 — 105
 I-410 — 106
 I-500 — 102
 ISr — 64

 J-2 — 69, 213
 J-4 — 78
 J-5 — 78
 J-6 — 92
 J-7 — 123
 JJ-2 — 69, 78
 JJ-5 — 58, 78
 JJ-6 — 58, 92

 K — 13, 185
 KS — 76, 107

- Lim-1 — 68, 144, 151, 213
 Lim-1,5 — 144
 Lim-2 — 68, 144, 151, 213
 Lim-5 — 78, 145, 151, 168, 225
 Lim-5M — 78, 146, 147, 151
 Lim-5P — 78, 145, 151, 225
 Lim-5R — 78, 145
 Lim-6 — 78, 147, 151, 225
 Lim-6bis — 78, 146, 148, 151
 Lim-6M — 78, 149, 151, 173
 Lim-6MR — 78, 152
 Lim-6R — 78, 147, 149, 151

 M — 81, 187, 230, 238
 MiG (I-266M) — 130, 183, 184, 256
 MiG (samolot pocisk) — 77, 107
 MiG, z dodatkowymi silnikami startowymi — 132
 MiG-1 — 16, 155, 158, 160, 185, 187, 189
 MiG-2 — 17
 MiG-3 — 18, 80, 119, 153, 185, 190
 MiG-3AM-37 — 23
 MiG-3AM-38 — 22
 MiG-3D — 28
 MiG-3DD — 29
 MiG-3P — 22, 189
 MiG-3, — 78, 196
 MiG-4 — 16
 MiG-5 — 23, 191
 MiG-6 — 16
 MiG-7 (2A i 3A) — 23, 32
 MiG-7 (MiG-3AM-37) — 23
 MiG-8 — 40, 265
 MiG-9 (F) — 45, 48, 155, 210, 213
 MiG-9 modyfikowany — 48
 MiG-9 z „motykiem” — 49
 MiG-9F — 193
 MiG-9M-82 — 26, 161, 193
 MiG-9UTI — 46, 210, 213
 MiG-11 — 29, 198
 MiG-13 — 39, 203
 MiG-15 — 41, 49, 55, 64, 80, 87, 125, 143, 151, 213
 MiG-15bis — 57, 64, 67, 79, 144, 151, 213, 221
 MiG-15bis45° — 70
 MiG-15bisF — 68
 MiG-15bisR (czechosłowacki) — 68
 MiG-15bisS — 58, 213
 MiG-15bisSB — 69
 MiG-15bisT — 68
 MiG-15LL — 58, 70, 81
 MiG-15P — 63, 213, 221
 MiG-15S — 58, 213
 MiG-15SB — 68, 221
 MiG-15T — 68
 MiG-15L — 64
 MiG-15UTI — 57, 63, 68, 78, 117, 213, 221
 MiG-17 — 58, 70, 72, 78, 124, 156, 223, 228
 MiG-17A — 72
 MiG-17F — 73, 78, 145, 151, 225, 228
 MiG-17P — 72, 225, 228
 MiG-17PF — 69, 74, 78, 151, 225, 228
 MiG-17PFI — 75
 MiG-17PM — 75
 MiG-17SA — 72
 MiG-19 — 58, 80, 85, 152, 165, 230, 236
 MiG-19P — 90, 152, 236, 236, 237
 MiG-19PF — 90
 MiG-19PG — 90
 MiG-19PM — 91, 152, 173, 230, 236, 237
 MiG-19PML — 92
 MiG-19PU — 90
 MiG-19R — 89
 MiG-19S — 69, 79, 88, 92, 97, 110, 230, 237
 MiG-19SF — 88, 89
 MiG-19SU — 95
 MiG-19SW — 89
 MiG-21 — 79, 93, 110, 117, 123, 145, 154, 175, 241
 MiG-21bis — 111, 121, 123, 142, 154, 241, 245, 252
 MiG-21DPD — 119, 131
 MiG-21F — 109, 111, 123, 169, 243
 MiG-21F-13 — 110, 115, 123, 154, 241, 243, 247
 MiG-21FL — 123
 MiG-21I — 119
 MiG-21M — 111, 121, 123, 154, 244, 251
 MiG-21MF — 111, 121, 123, 154
 MiG-21PF — 79, 111, 115, 119, 123, 241, 243, 244
 MiG-21PF-2 — 115

MiG-21PFM — 111, 118, 127, 152, 241, 243, 248
 MiG-21PFS — 118, 244
 MiG-21PFW — 115
 MiG-21R — 120, 153, 244
 MiG-21S — 121, 241, 244
 MiG-21SM — 111, 121, 123, 241, 244, 250
 MiG-21SMT — 111, 121, 241, 245
 MiG-21Sz — 115
 MiG-21U — 117, 154, 169, 184, 243
 MiG-21UM — 118, 154, 245
 MiG-21US — 118, 154
 MiG-23 — 119, 123, 133, 154, 157, 165, 178, 258, 265
 MiG-23B — 136, 258
 MiG-23BN — 136, 138, 261, 263
 MiG-23M — 135, 258, 263
 MiG-23MF — 135, 138, 153, 262
 MiG-23ML — 136, 138, 142, 261
 MiG-23MS — 135, 138, 261
 MiG-23S — 135, 258, 261, 263
 MiG-23UB — 135, 138, 154, 258, 261, 263
 MiG-25 — 111, 119, 129, 157, 184, 256
 MiG-25M — 130, 184, 256
 MiG-25P — 129, 157, 257
 MiG-25R — 129, 157
 MiG-25U — 130, 184
 MiG-27 — 136, 157, 258, 263
 MiG-27M — 136, 138, 263
 MiG-29 — 141, 157, 265
 MiG-31 — 130, 141, 157, 267

N — 36, 47, 203

„Oktjabrionok” — 9

PBSz-1 — 16

PBSz-2 — 16

R — 60, 222

R-1 — 61, 222

R-2 — 61, 222

R-3 — 61

S — 55

S-01 — 55

S-02 — 55

S-102 — 68, 213

S-103 — 68, 213

S-105 — 92

SBLim-1 — 144, 151

SBLim-1A — 145, 151

SBLim-1Art — 145

SBLim-2 — 144, 151, 221

SBLim-2A — 145, 151

SBLim-2Art — 145

SBLim-2M — 145, 148, 151

SD — 57, 222

SD-UPB — 57, 222

SE — 58

SF — 73, 229

SI — 70

SI-01 — 72

SI-02 — 71, 72

SI-1 — 70

SI-2 — 70, 225, 229

SI-10 — 76, 87

SM-1 — 82, 165, 230

SM-2 — 82, 155, 165, 230, 238

SM-2/1 — 83

SM-2/2 — 84

SM-7 — 84, 89, 238

SM-7/1 — 90

SM-7/2 — 90, 230

SM-7/2M — 90, 230

SM-9 — 84, 87, 104, 155

SM-9/1 — 85, 230, 238

SM-9/2 — 87

SM-9/3 — 87, 230

SM-9/3T — 110

SM-10 — 84, 90, 230, 238

SM-12 — 97, 230

SM-12/3 — 96, 97, 109, 238

SM-12PM — 97, 230, 238

SM-12PMU — 90, 97, 230, 238

SM-30 — 94, 100, 230, 238

SM-50 — 90, 95, 100, 230, 238

SN — 76, 229

„Sopka” — 77

SP-1 — 61, 222

SP-2 (MiG-15bis) — 61

SP-2 (MiG-17) — 70, 72

SP-5 — 62, 63, 222

SP-7 — 72
SP-7F — 74, 229
SP-9 — 75
SR-1 — 58
SR-2 — 75, 229
ST — 57
ST-1 — 57
ST-2 — 57
ST-3 — 57
ST-5 — 58
ST-7 — 63, 222

SU — 64

SW — 57

T — 23, 191

TSz — 14

UTIMiG-9 — 46

UTIMiG-15P (czechosłowacki) — 69

UTIMiG-15P (radziecki) — 63, 213

„Ułka” — 39, 205

UTMiG-15 — 57, 68, 144

Z — 36, 41, 208

Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1987.

Wydanie I. Nakład 29 650 + 350 egz.

Ark. wyd. 20. Ark. druk. 17,5.

Oddano do składania we wrześniu 1985 r.

Podpisano do druku w listopadzie 1987 r.

Papier offsetowy kl. V, 70 g, rozk. 61 cm.

Zamówienie P/181/84. K/9673.

Poznańskie Zakłady Graficzne im. M. Kasprzaka w Poznaniu B-8/982

Cena zł 450.-

ISBN 83-206-0606-3

ISSN - 0239-5983